

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ПОСТРОЕНИЕ 3D МОДЕЛЕЙ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В САД-СИСТЕМЕ ПО ДАННЫМ КОНТРОЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МЕРОПРИЯТИЙ <i>А. Н. Архипов, Ю. А. Равикович, И. М. Федоров, Д. П. Холобцев</i>	7
ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ <i>В. Л. Балакин, С. А. Ишков, А. А. Храмов</i>	17
МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНЕШНИХ ТЕПЛОВЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ ОТ ИНФРАКРАСНЫХ ИСТОЧНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В ВК-600/300 <i>Д. Б. Добрица, А. А. Ушакова, А. Ф. Шабарчин, Б. Ю. Яценко</i>	27
ВЛИЯНИЕ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА РАСЧЁТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА <i>Н. А. Елисов, С. А. Ишков, В. Г. Шахов</i>	39
ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ МАЛОЙ МОЩНОСТИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА <i>Д. Л. Каргу, А. М. Безняков, А. В. Немиров, Н. В. Радионов, Ю. А. Чудновский</i>	47
ОЦЕНКА ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЕРЕВОЗОК В АЭРОВОКЗАЛЕ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА <i>И. В. Кольцов, В. А. Романенко</i>	55
ТЕОРЕТИКО-МНОЖЕСТВЕННАЯ МОДЕЛЬ СОСТОЯНИЯ РАБОЧЕЙ ЖИДКОСТИ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА <i>А. Н. Коптев, А. М. Гареев, И. А. Попельнюк</i>	65
ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ АЭРОСТАТОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ <i>С. М. Куринный, М. М. Криворотов, Е. А. Бараниченко</i>	76
ВЫБОР МОДЕЛЕЙ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ДЕМПФЕРОВ В ЗАДАЧАХ РОТОРНОЙ ДИНАМИКИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ <i>М. К. Леонтьев, М. Н. Кутаков</i>	81
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ОПТИМИЗАЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА ВЕРТОЛЁТА С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ <i>Ю. П. Онушкин, Д. А. Сизов, В. А. Полуяхтов, А. В. Островой</i>	94

ПОСТРОЕНИЕ СХЕМЫ ПОЛЁТА БЛОКА ВЫВЕДЕНИЯ «ВОЛГА» ПРИ ГРУППОВОМ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛОСКОСТЬ ОРБИТЫ С ТРЕБУЕМОЙ УГЛОВОЙ ДАЛЬНОСТЬЮ МЕЖДУ АППАРАТАМИ	
<i>А. С. Поплевин, Н. А. Панов</i>	104

ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО БУКСИРА МЕЖДУ ТОЧКАМИ ЛИБРАЦИИ СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ-ЛУНА	
<i>О. Л. Старинова, М. К. Файн</i>	114

ИТЕРАЦИОННАЯ ПРОЦЕДУРА ВЫБОРА ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ С МАЛОЙ ТЯГОЙ В ЗАДАЧЕ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ	
<i>Г. А. Филиппов</i>	125

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ПРИМЕНЕНИЯ ЛАЗЕРНЫХ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЙ	
<i>С. Н. Шапошников</i>	138

МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА

РАСЧЁТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМ ОБРАБОТКИ ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ	
<i>В. В. Галевко, Р. И. Рахматов</i>	145

О НЕКОТОРЫХ ВОПРОСАХ ОЦЕНКИ ГЕРМЕТИЧНОСТИ КЛАПАННЫХ УПЛОТНЕНИЙ	
<i>Ю. И. Кондрашов, Р. Н. Сергеев</i>	155

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБА СНИЖЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГЛОГО ЦИЛИНДРА ПОСРЕДСТВОМ УСТАНОВКИ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ	
<i>В. А. Фролов, А. С. Козлова</i>	165

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИИ О ТЕХНИЧЕСКОМ СОСТОЯНИИ И НАДЁЖНОСТИ	
<i>П. Н. Автамонов, А. Д. Бахмут, А. В. Крылов, М. Ю. Охтилев, П. А. Охтилев, Б. В. Соколов</i>	173

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОТОКОЛОВ СШИВКИ ПОЛОС ИЗОБРАЖЕНИЙ, ФОРМИРУЕМЫХ МНОГОМАТРИЧНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯМИ	
<i>П. К. Кузнецов, Б. В. Мартемьянов, Г. Н. Мятлов, А. А. Юдаков</i>	185

МЕТРОЛОГИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ УСТРОЙСТВА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ТОКОПРОВОДЯЩИХ ПОКРЫТИЙ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
<i>А. С. Самсонов, Д. И. Блинов, Б. В. Скворцов, Д. М. Живоносная</i>	197

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

CONSTRUCTING 3D FAN BLADE MODELS IN CAD-SYSTEM ON THE BASIS OF COORDINATE MEASURING TECHNIQUES <i>A. N. Arkhipov, Yu. A. Ravikovich, I. M. Fedorov, D. P. Kholobtsev</i>	7
OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE TRANS-ATMOSPHERIC MOTION BY USING THE METHOD OF SEQUENTIAL LINEARIZATION <i>V. L. Balakin, S. A. Ishkov, A. A. Khramov</i>	17
MODELING EXTERNAL THERMAL INFLUENCE OF INFRARED RADIATION SOURCES DURING TESTS OF ROCKET AND SPACE EQUIPMENT IN VK-600/300 <i>D. B. Dobritsa, A. A. Ushakova, A. F. Shabarchin, B. Yu. Yashchenko</i>	27
INFLUENCE OF TURBULENCE MODELS ON CALCULATED VALUES OF AIRCRAFT AERODYNAMIC PROPERTIES <i>N. A. Elisov, S. A. Ishkov, V. G. Shakhov</i>	39
PECULIARITIES OF USING ADDITIONAL LOW-POWER ENERGY SOURCES IN THE POWER SUPPLY SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT <i>D. L. Kargu, A. M. Beznyakov, A. V. Nemirov, N. V. Radionov, Yu. A. Chudnovsky</i>	47
ESTIMATION OF FUNCTIONAL EFFICIENCY OF THE AIR TRANSPORT SERVICE SYSTEM AT A REGIONAL AIRPORT TERMINAL <i>I. V. Koltsov, V. A. Romanenko</i>	55
SET-THEORY MODEL OF THE AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEM WORKING FLUID STATE <i>A. N. Koptev, A. M. Gareyev, I. A. Popelnyuk</i>	65
PECULIARITIES OF USING HOT-AIR BALLOONS IN TESTS OF PARACHUTE SYSTEMS <i>S. M. Kurinny, M. M. Krivorotov, E. A. Baranichenko</i>	76
SELECTING A SQUEEZE FILM DAMPER MODEL FOR SOLVING PROBLEMS OF GAS TURBINE ENGINE ROTOR DYNAMICS <i>M. K. Leontiev, M. N. Kutakov</i>	81
MATHEMATICAL MODEL AND OPTIMIZATION OF HELICOPTER VERTICAL TAKEOFF CONSIDERING OPERATIONAL CONDITIONS AND AERODYNAMIC DAMPING <i>Yu. P. Onushkin, D. A. Sizov, V. A. Poluyakhtov, A. V. Ostrovoy</i>	94

CONSTRUCTION OF AN UPPER STAGE FLIGHT PATTERN FOR PLACING A GROUP OF SPACECRAFT INTO AN ORBIT PLANE WITH THE REQUIRED ANGULAR DISTANCE BETWEEN THE SATELLITES	
<i>A. S. Poplevin, N. A. Panov</i>	104
LOCALLY OPTIMAL CONTROL OF SPACE TUG MOTION BETWEEN THE LIBRATION POINTS OF THE EARTH-MOON SYSTEM	
<i>O. L. Starinova, M. K. Fain</i>	114
ITERATION PROCEDURE OF CHOOSING A LOW-THRUST RENDEZVOUS TRANSFER CONTROL PROGRAM IN PROBLEMS OF SPACE DEBRIS DISPOSAL IN THE GEOSTATIONARY ORBIT	
<i>G. A. Philippov</i>	125
DEVELOPMENT OF SMALL SATELLITE STRUCTURE TAKING INTO ACCOUNT THE USE OF LASER MEASURING SYSTEMS	
<i>S. N. Shaposhnikov</i>	138
MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES	
<hr/>	
COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF EXHAUST GAS TREATMENT SYSTEMS	
<i>V. V. Galevko, R. I. Rakhmatov</i>	145
ADVANCED METHODS FOR ASSESSING SEALING ABILITY OF VALVE SEALS	
<i>Yu. I. Kondrashov, R. N. Sergeev</i>	155
EXPERIMENTAL STUDY OF A METHOD OF REDUCING THE DRAG OF A CIRCULAR CYLINDER BY INSTALLING A FLAT PLATE	
<i>V. A. Frolov, A. S. Kozlova</i>	165
CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE	
<hr/>	
APPLICATION OF DECISION SUPPORT TECHNOLOGY AT VARIOUS STAGES OF THE LIFE CYCLE OF SPACE FACILITIES IN ASSEMBLY WITH THE INFORMATION SYSTEM OF TECHNICAL CONDITION AND RELIABILITY	
<i>P. N. Avtamonov, A. D. Bakhmut, A. V. Krylov, M. Yu. Okhtilev, P. A. Okhtilev, B. V. Sokolov</i>	173
PROTOCOLS OF STITCHING IMAGE STRIPS FORMED BY OPTOELECTRONIC CONVERTERS AND THEIR APPLICATION	
<i>P. K. Kuznetsov, B. V. Martem'ianov, G. N. Miatov, A. A. Yudakov</i>	185
METROLOGICAL ANALYSIS OF A DEVICE FOR NONDESTRUCTIVE CONTROL OF FLIGHT VEHICLE FUEL TANK CURRENT CONDUCTIVE COATINGS	
<i>A. S. Samsonov, D. I. Blinov, B. V. Skvortsov, D. M. Zhivonosnovskaya</i>	197

ПОСТРОЕНИЕ 3D МОДЕЛЕЙ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В САД-СИСТЕМЕ ПО ДАННЫМ КОНТРОЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МЕРОПРИЯТИЙ

© 2017

- А. Н. Архипов** кандидат технических наук, старший научный сотрудник научно-исследовательского отдела;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
anarkhipov.48@mai.ru
- Ю. А. Равикович** доктор технических наук, проректор по научной работе, заведующий кафедрой «Конструкция и проектирование двигателей»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
yurav2@yandex.ru
- И. М. Федоров** кандидат технических наук, ведущий инженер научно-исследовательского отдела;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
ilyafyodorov@yandex.ru
- Д. П. Холобцев** начальник научно-исследовательского отдела;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
nio203_mai@mai.ru

Проведён обзор методик контрольно-измерительных мероприятий (КИМ) и проведена оценка возможности их применения для обмера лопатки вентилятора и построения 3D модели лопатки вентилятора с учётом реальных отклонений профиля пера. Рассмотрены различные составляющие отклонений геометрии лопатки от номинальной. Приведена методика построения модели лопатки по данным КИМ в САД-системе с учётом производственных отклонений профиля пера готовых лопаток. Для реализации возможности деформирования номинальной модели по данным КИМ, номинальная модель пера была воссоздана с учётом расположения измеряемых сечений. Рассмотрен вопрос о добавлении к модели измеренного профиля замка, кромок и периферийной области пера. Проведена оценка влияния отклонений профиля вне проточной части на прочность. Была создана модель с максимально и минимально возможными отклонениями от номинала и её расчётные перемещения и собственные частоты были сопоставлены с номинальными. Выбрано направление дальнейшей работы по определению наиболее эффективного набора геометрических параметров для проведения робастной оптимизации.

Газотурбинный двигатель; вентилятор; лопатка; контрольно-измерительные мероприятия; модель; САД-система; робастная оптимизация.

Цитирование: Архипов А.Н., Равикович Ю.А., Федоров И.М., Холобцев Д.П. Построение 3D моделей лопаток вентилятора газотурбинного двигателя в САД-системе по данным контрольно-измерительных мероприятий // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 7-16. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-7-16

Введение

Мировой рынок регионально-магистральных авиаперевозок находится в состоянии стабильного роста. Для получения конкурентных преимуществ на этом рынке двигатель регионального пассажирского самолёта должен отвечать высочайшим требованиям экономичности и надёжности. В свою очередь, одним из ключевых узлов двига-

теля, оказывающим влияние на эти факторы, является вентилятор. Лопатки вентилятора проектируются на основе многокритериальной оптимизации и обладают профилем высокой сложности (рис. 1).

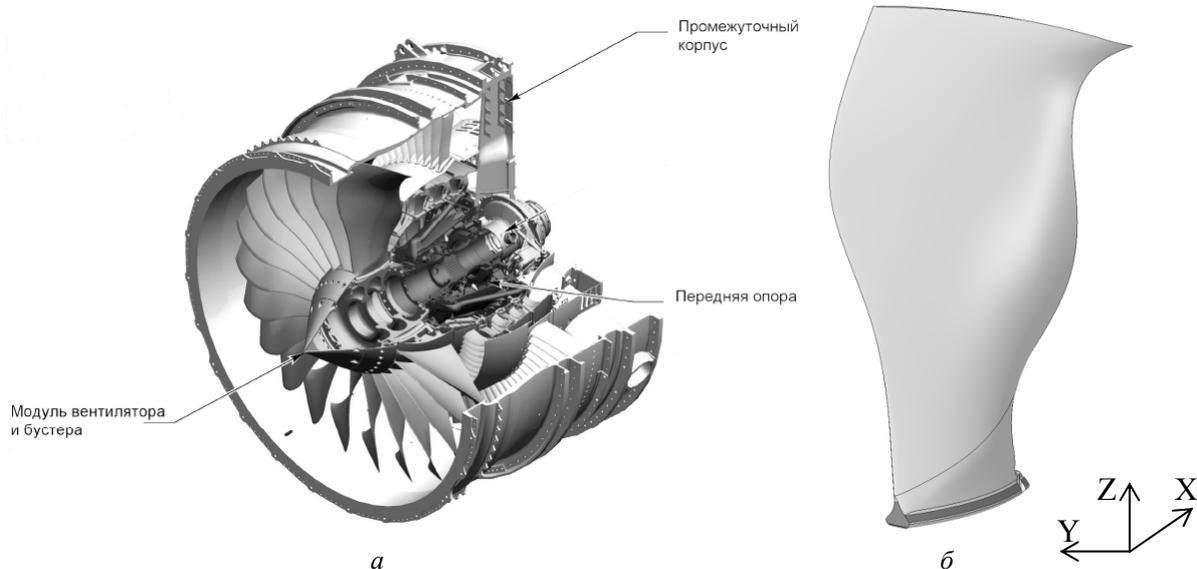


Рис. 1. Входное устройство с модулем вентилятора и бустера двигателя российского регионального самолёта [1] (а); общий вид вентиляторной лопатки (б)

Применяемая при проектировании оптимизация лопатки вентилятора зачастую не учитывает производственных и режимных отклонений, делает лопатку вентилятора неустойчивой к различным производственным факторам (геометрическим отклонениям формы профиля), а также изменению режима работы относительно номинального. Проведение робастной многокритериальной оптимизации [2;3] конструкции лопатки вентилятора и комплектация лопаток с учётом фактических геометрических параметров позволит решить данную проблему и добиться стабильно высокого уровня аэродинамических и прочностных характеристик.

Необходимым условием проведения робастной оптимизации лопаток вентилятора является расчёт их аэродинамических и прочностных характеристик с учётом производственных отклонений. В силу высокой сложности геометрии пера лопатки вентилятора такой расчёт должен проводиться численными методами газовой динамики и конечных элементов в трёхмерной (3D) постановке. Наилучшим способом получения конкретной реализации производственных отклонений являются контрольно-измерительные мероприятия, проводимые при производстве лопатки. В связи с этим возникает практическая задача построения 3D моделей лопатки вентилятора по данным КИМ в CAD-системе.

Методики КИМ и их применение для обмера лопатки вентилятора

Для контроля геометрических параметров изготовленных деталей существует широкий спектр методов, использующих различные измерительные принципы [4;5]. Методы подразделяются на бесконтактные, такие как оптическое сканирование, и контактные. Использование контактных методов, в частности – координатно-измерительных машин, очень распространено при производстве лопаток газотурбинных двигателей в силу высокой точности измерения [5].

Настоящая работа опирается на результаты обмера лопатки вентилятора на координатно-измерительной установке портального типа Coord3 Hera NT [6].

Для построения 3D модели лопатки используются результаты финишных КИМ, выполненных после завершения всех этапов производства лопатки. Финишные КИМ заключаются в обмере пера лопатки на Coord3 Hera NT и ряде дополнительных измерений. Помимо получения данных для построения модели лопатки, финишные КИМ также нужны для проверки соответствия геометрии произведённой лопатки производственным допускам. Для этого при измерениях необходимо иметь информацию о номинальной геометрии и точно позиционировать измеряемую лопатку в пространстве.

Сведения о номинальной геометрии во всей совокупности лучше всего предоставляет номинальная САД 3D модель лопатки. Она необходима как для определения отклонений геометрии, так и как основа для построения 3D модели реальной лопатки.

Для позиционирования лопатки в координатно-измерительной машине применяется метод установки по трём поверхностям замка, которые определяют вертикальное (Z) и осевое (X) положение лопатки, и точке на пере, определяющей положение лопатки в поперечном направлении (Y) (рис. 1, б).

Системы координат, в которых построена номинальная САД модель и проводятся КИМ, могут не совпадать. Поэтому для сравнения с номинальными измеренные координаты каждой точки должны быть преобразованы в систему координат номинальной модели.

Измерение геометрии реальной лопатки на Coord3 Hera NT заключается в обмере профилей набора сечений пера. Пример расположения сечений показан на рис. 2.

В каждом сечении координатно-измерительная машина фиксирует положение нескольких десятков точек на спинке и корыте лопатки.

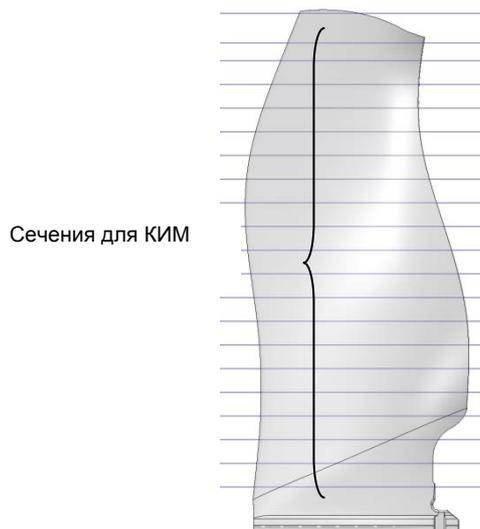


Рис. 2. Сечения лопатки вентилятора для проведения КИМ

Проблематике измерений на координатно-измерительных машинах сложных поверхностей, в том числе поверхностей лопаток газовых турбин, посвящены многие работы, например [5; 7-9]. Отклонения геометрии лопатки от номинальной имеют различные составляющие, показанные на рис. 3.

Допуски на каждый тип отклонения формулируются отдельно, притом наиболее жёсткие требования применяют к отклонениям формы профиля. Допуски подразделяются на допуски по смещению профиля в плоскости сечения (dx , dy), поворот профиля вокруг центра тяжести $d\alpha$ и локальное отклонение профиля от номинальной формы ds . На практике, при измерении реального положения профиля сечения лопатки, отдельные составляющие отклонения геометрии от номинальной неизвестны. Для их опреде-

ления проводится процедура припасовки измеренной геометрии к номинальной [5]. Суть процесса припасовки заключается в поиске таких смещений и поворота сечения, которые обеспечивали бы минимум суммарных отклонений формы профиля.

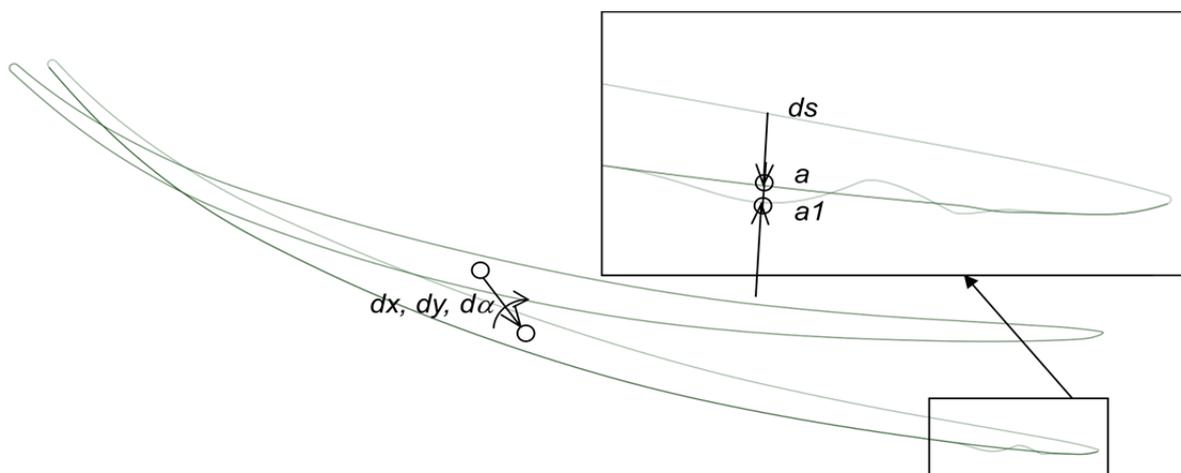


Рис. 3. Отклонения реального профиля от номинальной модели

Классическим алгоритмом, позволяющим решить задачу припасовки, является итеративный алгоритм ближайших точек (ICP) [5]. Реализация данного алгоритма присутствует в программном обеспечении координатно-измерительной машины Coord3 Hera NT.

Таким образом, после припасовки каждой точке замеренного профиля a с координатами (x_a, y_a, z_a) лопатки ставится в соответствие точка номинальной геометрии $a1$ с координатами (x_{a1}, y_{a1}, z_{a1}) , так что

$$a = R(a1 + dsn + dP)^T, \quad (1)$$

где dP – вектор припасовки в плоскости сечения $(dx, dy, 0)$; $R = R(da)$ – матрица поворота в плоскости сечения; n – нормаль к линии профиля в точке $a1$; T – знак транспонирования матрицы.

Как отмечается в работах [5;9], определение отклонений геометрии входной и выходной кромок представляет собой особенно сложную задачу. Это утверждение верно даже для высокоточных контактных координатно-измерительных машин. В силу этого на данном этапе для реальных лопаток вентилятора двигателя регионального пассажирского самолёта обмер кромок не проводился.

Таким образом, результатом КИМ являются:

- данные по припасовке (смещения в плоскости припасовки и углы) для ряда заранее заданных сечений пера (рис. 2);
- данные по отклонениям точек замеренного профиля по нормали от номинального профиля. Эти данные доступны для точек спинки и корыта лопатки, но отсутствуют для кромок.

По перечисленным выше результатам КИМ проводится проверка соответствия произведённой лопатки допускам. Для построения 3D-геометрии реальной лопатки по данным КИМ, очевидно, необходимо сделать ряд допущений, так как данные КИМ не содержат информации о кромках и таких областях, как замок и периферийное сечение. Эти допущения будут рассмотрены далее.

Построение модели лопатки по данным КИМ в САД-системе

В качестве САД-системы для построения модели лопатки по данным КИМ была выбрана Siemens NX в силу своей распространённости. При построении модели необходимо учитывать два фактора:

–так как КИМ поставляет информацию о смещении точек номинальной геометрии, интуитивным решением для построения основанной на КИМ модели является деформация номинальной. Однако при создании номинальной модели необязательно использовались те же точки и сечения, которые поставляет КИМ, и более того, номинальная модель может не содержать дерева построения как такового;

–данные КИМ известны не для всей лопатки вентилятора целиком, поэтому необходимо дополнять КИМ-геометрию элементами номинальной.

Для реализации возможности деформирования номинальной модели по данным КИМ номинальная модель была воссоздана с учётом расположения измеряемых КИМ сечений и точек. Для этого исходная 3D модель была рассечена и на полученных профилях сечений были выделены измеряемые точки в соответствии с планом КИМ.

На входной и выходной кромках, где измеряемые точки отсутствуют, были равномерно распределены 7 – 9 дополнительных точек.

Точки каждого сечения были заново собраны в сплайны, и по сплайнам воссозданы поверхности спинки и корыта пера лопатки. Качество воссоздания пера лопатки было проконтролировано путём сравнения кривизны поверхностей воссозданной и номинальной моделей в NX.

Полученная геометрия пера обладает важным свойством: её можно редактировать, перемещая точки, по которым построены сплайны сечений (рис. 4). Зная данные припасовки, отклонения формы профиля и направления нормали в каждой измеряемой точке, по формуле (1) легко вычислить её реальное положение и соответственно сместить точку.

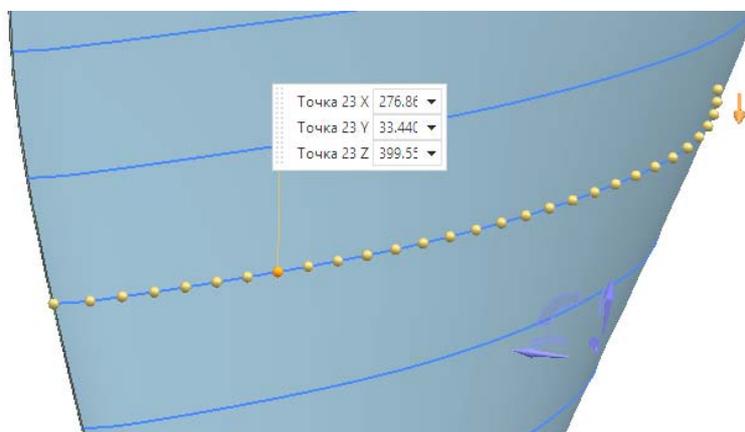


Рис. 4. Редактирование спинки лопатки на уровне смещения точек сечений

Процесс смещения точек сечений по данным КИМ был автоматизирован в NX с использованием возможности создания макросов.

При деформировании точек профиля возникает вопрос, смещать или нет точки кромок, так как по ним нет данных КИМ. В результате припасовки смещение профиля как целого может быть существенным. Поэтому, если не смещать точки кромок, то геометрия сечения получается весьма искажённой. Для точек кромок новое положение определялось по формуле

$$\mathbf{a} = \mathbf{R}(\mathbf{a}_1 + d\mathbf{P})^T, \quad (2)$$

то есть в предположении, что кромки не имеют отклонений формы, но так же смещены по выносам и поворотам, как и все остальное сечение.

После формирования поверхностей пера возникает вопрос о добавлении замка и области периферийного сечения. Область периферии добавляется к восстановленной геометрии пера с учётом припасовки верхнего сечения (то есть с теми же выносами и поворотом, как и замеренное КИМ сечение с максимальной координатой z на рис. 2).

В области замка и поверхности под платформой задача усложняется, так как линии сечений в ней пересекают не только аэродинамическую поверхность пера, но и поверхность, находящуюся в двигателе под платформой (рис. 5). Поверхность поверхности под платформой можно было бы восстановить на основе данных КИМ подобно поверхности пера, однако в данной работе эта поверхность была взята из номинальной геометрии без изменений и добавлена к восстановленной геометрии пера лопатки.

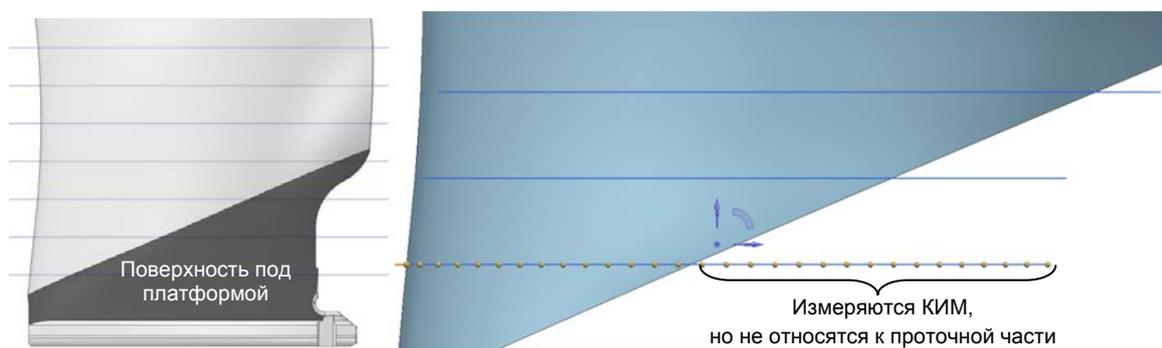


Рис. 5. Зона КИМ в области замка и координатные точки в ней

Дело в том, что поверхность под платформой непосредственно не оказывает воздействия на аэродинамические характеристики вентиляторной лопатки. Осталось показать, что пренебрежение данными КИМ для поверхностей лопатки вне проточной части в дальнейшем не скажется на других элементах многокритериальной оптимизации. Это показано далее, а пока что можно констатировать, что как результат изложенных выше операций геометрия лопатки вентилятора может быть воссоздана по данным КИМ в автоматическом режиме.

Влияние отклонений профиля вне проточной части на прочность

Максимальные допустимые отклонения толщины профиля вентиляторной лопатки в области под платформой (рис. 5) невелики и не превышают 2% толщины профиля на сторону. Столь небольшое изменение толщины профиля в области, близкой к замку, не окажет влияния на напряжения в лопатке. Однако изменение жёсткости потенциально может сказаться на перемещениях пера в горячем состоянии и на собственных частотах. Перемещения пера, в свою очередь, могут сказаться на аэродинамических характеристиках, а частоты – на вероятности возникновения флаттера.

Для определения степени влияния отклонений была создана модель с максимально и минимально возможными отклонениями от номинала и её расчётные перемещения и собственные частоты были сопоставлены с номинальными. На рис. 6, 7 показан результат такого сравнения (в абсолютных величинах). По перемещениям различия не превышают 0,43%, а по первым трём частотам – 0,65%.

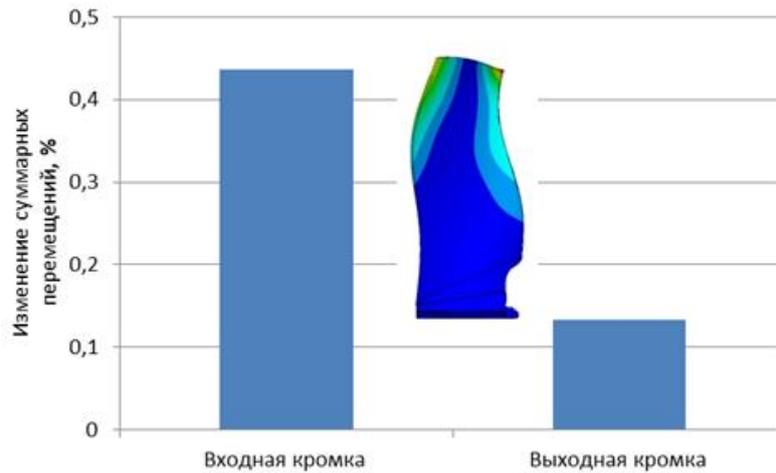


Рис. 6. Чувствительность суммарных перемещений к максимальному отклонению толщины пера вне проточной части

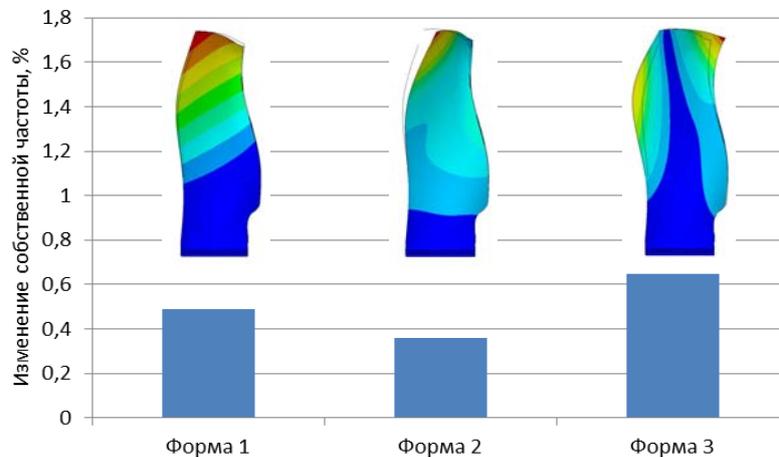


Рис. 7. Чувствительность частот первых трёх собственных форм к максимальному отклонению толщины пера под платформой

Таким образом, отклонения профиля вне проточной части в пределах допусков не оказывают существенного влияния на прочностные характеристики и поэтому учитывать эти области при восстановлении геометрии лопатки по данным КИМ необязательно.

Заключение

Построение 3D модели лопатки вентилятора по данным КИМ является первым этапом комплекса мероприятий по робастной оптимизации двигателя российского регионального самолёта. Показано, что такое построение возможно и изложен алгоритм построения. Процесс построения модели может быть автоматизирован в САД-системе NX.

Для проведения робастной оптимизации лопатки необходим набор переменных параметров. В изложенной постановке построение модели лопатки вентилятора основывается на использовании в качестве параметров отклонений положения заранее известных точек сечений и данных припасовки. Учитывая число точек в сечении и число сечений, количество изменяемых параметров превышает 10 тысяч. Использование столь большого числа параметров при оптимизации было бы крайне затратным с вычислительной точки зрения и не имело бы практического смысла, так как каждая от-

дельная точка профиля не характеризует его форму в целом. Альтернативным подходом могло бы служить использование обобщённых характеристик сечений, таких как длина хорды, толщина сечения в определённых точках и величина горлового сечения межлопаточного канала. Эти интегральные характеристики могут быть вычислены с использованием 3D модели лопатки, восстановленной по данным КИМ в соответствии с изложенной методикой. Дальнейшие исследования будут направлены на определение наиболее эффективного набора геометрических параметров для проведения робастной оптимизации.

Работы выполнены при финансовой поддержке Минобрнауки России в ходе реализации комплексного проекта, шифр 2017-218-09-172.

Библиографический список

1. Киселев Ю.В., Киселев Д.Ю. Двигатель SaM 146. Устройство основных узлов: электронное учебное пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2012. <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Dvigatel-SaM-146-Ustroistvo-osnovnyh-uzlov-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-54514>
2. Shmotin Y.N., Chupin P.V., Tomilina T.V. Robust Optimization of a Single-Stage Fat Using Response Surface // Proceedings of the 2nd International Conference on Engineering Optimization. 2010.
3. Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Федечкин К.С. Оптимизационные исследования вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности // Научный Вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2008. № 134. С. 88-95.
4. Gapinski B., Zachwiej I., Kolodziej A. Comparison of different coordinate measuring devices for part geometry control // Digital Industrial Radiology and Computed Tomography (DIR 2015). 2015.
5. Печенин В.А. Повышение точности и производительности измерений при изготовлении лопаток компрессора ГТД на основе разработки методик, обеспечивающих увеличение информативности и оптимизацию метрологического процесса. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2017. 191 с.
6. Приложение к свидетельству № 63505 об утверждении типа средств измерений. Машины координатно-измерительные COORD3. М.: Всероссийский научно-исследовательский институт метрологической службы, 2016. 18 с.
7. Печенин В.А., Болотов М.А., Рузанов Н.В., Янюкина М.В. Исследование неопределённостей измерений геометрических параметров профилей лопаток компрессора газотурбинного двигателя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 162-170. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-162-170
8. Решетникова Е.П., Бочкарев П.Ю., Захаров О.В. Комплекс математических моделей для контроля технически сложных поверхностей на мобильных координатно-измерительных машинах // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. 2015. Т. 17, № 3. С. 48-60. DOI: 10.15593/2224-9877/2015.3.06
9. Hsu T., Lai J., Ueng W. On the development of airfoil section inspection and analysis technique // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2005. V. 30, Iss. 1-2. P. 129-140. DOI: 10.1007/s00170-005-0046-5

CONSTRUCTING 3D FAN BLADE MODELS IN CAD-SYSTEM ON THE BASIS OF COORDINATE MEASURING TECHNIQUES

© 2017

A. N. Arkhipov Candidate of Science (Engineering); senior researcher of the Research Department; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; anarkhipov.48@mai.ru

Yu. A. Ravikovich Doctor of Science (Engineering); Vice Rector for Research; Head of the Department "Construction and Design of Engines"; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; yurav2@yandex.ru

I. M. Fedorov Candidate of Science (Engineering); leading engineer of the Research Department; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; ilyafyodorov@yandex.ru

D. P. Kholobtsev Head of the Research Department; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; nio203@mai.ru

Methods of coordinate measurement are reviewed and a possibility of their usage for fan blade geometry characterization and construction of a 3D CAD model is evaluated with account for actual blade airfoil deviations. Different components of blade geometry deviation from nominal geometry are considered. A technique of constructing a 3D model in a CAD-system on the basis of coordinate measurement, considering real manufacturing deviations of an airfoil is presented. To allow deformation of the nominal model according to the measurement data, the nominal model of the airfoil was recreated with account for the location of the measured sections. The issue of adding the measured profile of the blade root, edges and the peripheral area of the airfoil to the model is discussed. The influence of deviations of the out-of-the-flow path profile on the mechanical characteristics is assessed. A model with maximum and minimum deviations possible was constructed. Expected displacements and natural frequencies of the model were compared to the nominal ones. Further direction of investigation to determine airfoil geometry parameters most efficient for robust optimization is presented.

Gas turbine engine; fan; blade; coordinate measuring techniques; model; robust optimization.

Citation: Arkhipov A.N., Ravikovich Yu.A., Fedorov I.M., Kholobtsev D.P. Constructing 3D fan blade models in CAD-system on the basis of coordinate measuring techniques. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 7-16. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-7-16

References

1. Kiselev Yu.V., Kiselev D.Yu. *Dvigatel' SaM 146. Ustroystvo osnovnykh uzlov: elektronnoe uchebnoe posobie* [Engine SaM 146. Design of the main units. Electronic textbook]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. Available at: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Dvigatel-SaM-146-Ustroystvo-osnovnykh-uzlov-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-54514>
2. Shmotin Y.N., Chupin P.V., Tomilina T.V. Robust Optimization of a Single-Stage Fat Using Response Surface. *Proceedings of the 2nd International Conference on Engineering Optimization*. 2010.
3. Egorov I.N., Kretinin G.V., Fedechkin K.S. Optimization studies of the aircraft high-bypass ratio turbo engine fan. *Civil Aviation High Technol.* 2008. No. 134. P. 88-95. (In Russ.)

4. Gapinski B., Zachwiej I., Kolodziej A. Comparison of different coordinate measuring devices for part geometry control. *Digital Industrial Radiology and Computed Tomography (DIR 2015)*. 2015.

5. Pechenin V.A. *Povyshenie tochnosti i proizvoditel'nosti izmereniy pri izgotovlenii lopatok kompressora GTD na osnove razrabotki metodik, obespechivayushch ikh uvelichenie informativnosti i optimizatsiyu metrologicheskogo protsessa*. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Improving the accuracy and performance of measurements in the manufacture of gas turbine engine compressor blades on the basis of techniques to increase the information content and optimize the metrological process. Ph.D. thesis in Engineering Science]. Samara, 2017. 191 p.

6. Appendix to the Pattern Approval Certificate No. 63505: Coordinate measuring machines COORD3. Moscow: All-Russian Research Institute of Metrological Service Publ., 2016. 18 p. (In Russ.)

7. Pechenin V.A., Bolotov M.V., Ruzanov N.V., Yanyukina M.V. Study of uncertainty of measuring geometrical parameters of gas turbine engine compressor blade profiles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 162-170. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-162-170

8. Reshetnikova E.P., Bochkarev P.Iu., Zakharov O.V. Complex mathematical models for the control of technique complex surfaces on coordinate measuring machines. *Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Mechanical Engineering, Materials Science*. 2015. V. 17, no. 3. P. 48-60. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9877/2015.3.06

9. Hsu T., Lai J., Ueng W. On the development of airfoil section inspection and analysis technique. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2005. V. 30, Iss. 1-2. P. 129-140. DOI: 10.1007/s00170-005-0046-5

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ

© 2017

- В. Л. Балакин** доктор технических наук, профессор, советник при ректорате;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
balakin@ssau.ru
- С. А. Ишков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического
машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
irkt@ssau.ru
- А. А. Храмов** кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры космического
машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
khramov@ssau.ru

Рассматривается задача оптимизации трансатмосферного движения летательного аппарата с целью максимизации конечной скорости при заданных конечных значениях высоты и угла наклона траектории. Управление при пассивном движении летательного аппарата является углом атаки. Для определения оптимальной программы управления углом атаки используется метод последовательной линеаризации. Решение задачи оптимизации трансатмосферного движения проведено на примере пассивного набора высоты субгиперзвукового летательного аппарата MPV, являющегося первой ступенью аэрокосмической системы RASCAL, проектировавшейся в США. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения летательного аппарата с найденным оптимальным управлением при вариации начальных условий движения и массы летательного аппарата.

Летательный аппарат; трансатмосферное движение; оптимальное управление; коэффициент подъёмной силы; угол атаки; метод последовательной линеаризации.

Цитирование: Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация трансатмосферного движения летательного аппарата на основе метода последовательной линеаризации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 17-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-17-26

Введение

Освоение перспективными летательными аппаратами (ЛА), например первыми ступенями аэрокосмических систем (АэрКС), трансатмосферных высот полёта [1; 2] делает актуальной решение задачи оптимизации их движения на этих высотах. Для первой ступени АэрКС требуется обеспечить максимальную конечную скорость движения при достижении заданной высоты с заданным углом наклона траектории.

В работе [3] для упрощённой модели движения решение данной задачи проведено в рамках формализма принципа максимума Понтрягина. Анализ конечных условий движения при варьировании начального значения сопряжённой переменной показал, что высота монотонно возрастает, скорость монотонно уменьшается, угол наклона траектории вначале увеличивается, а затем уменьшается. После достижения максимума угла наклона траектории к концу движения для снижения торможения ЛА и максимизации конечной скорости коэффициент подъёмной силы (угол атаки) уменьшается.

Хорошо известные трудности, связанные с отсутствием регулярных методов решения краевых задач в формализме принципа максимума для нелинейных систем с ограничениями на управление, привели к использованию для отыскания оптимального управления так называемого метода последовательной линеаризации [4].

С его помощью были решены различные задачи управления траекториями аэрокосмических аппаратов при спуске в атмосфере, движении по суборбитальным траекториям и повороте плоскости орбиты в атмосфере, например [5-8]. Обобщение результатов, полученных разными авторами, изложено в монографии [9].

Целью данной работы является определение оптимальной программы управления углом атаки, обеспечивающей максимум конечной скорости ЛА, на основе метода последовательной линеаризации.

Постановка задачи

Модель движения. Считается, что ЛА движется над поверхностью Земли, имеющей форму эллипсоида вращения с экваториальным радиусом 6378,16 км и полярным радиусом 6356,863 км (эллипсоид Красовского). Движение аппарата относительно Земли происходит под действием силы тяготения, полной аэродинамической силы и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта. Система дифференциальных уравнений в траекторной системе координат с учётом вращения Земли, нецентральности поля тяготения (учитывается вторая зональная гармоника в разложении геопотенциала Земли) и при отсутствии ветра в атмосфере имеет вид [10]:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= -\sigma_x \rho V^2 - g_r \sin \theta + g_\varphi \sin \chi \cos \theta + \\
 &+ R\omega_3^2 \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \chi), \\
 \dot{\theta} &= \sigma_y \rho V \cos \gamma_a + \left(\frac{V}{R} - \frac{g_r}{V} \right) \cos \theta - \\
 &- \frac{g_\varphi}{V} \sin \chi \sin \theta + 2\omega_3 \cos \varphi \cos \chi + \\
 &+ \frac{R\omega_3^2}{V} \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \varphi \sin \chi), \\
 \dot{\chi} &= -\frac{\sigma_y \rho V}{\cos \theta} \sin \gamma_a - \frac{V \cos \theta}{R} \operatorname{tg} \varphi \cos \chi + \\
 &+ g_\varphi \frac{\cos \chi}{V \cos \theta} - 2\omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \sin \chi \operatorname{tg} \theta) - \\
 &- \frac{R\omega_3^2}{V \cos \theta} \sin \varphi \cos \varphi \cos \chi, \\
 \dot{R} &= V \sin \theta, \quad \dot{\varphi} = \frac{V \cos \theta}{R} \sin \chi.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь V – земная скорость ЛА; θ – угол наклона траектории; χ – угол пути (угол между проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость и местной параллелью в направлении с запада на восток); R – величина радиус-вектора центра масс ЛА; φ – геоцентрическая широта; γ_a – скоростной угол крена; $\omega_3 \approx 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ – угловая скорость суточного вращения Земли; ρ – плотность атмосферы на высоте H , определяемая согласно [11].

Баллистические коэффициенты σ_x , σ_y определяются по соотношениям:

$$\sigma_x = \frac{c_{xa}S}{2m}, \quad \sigma_y = \frac{c_{ya}S}{2m}, \quad (2)$$

где c_{xa} , c_{ya} – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъемной силы; S – характерная площадь ЛА; m – масса аппарата.

Число Маха рассчитывается как отношение воздушной скорости аэрокосмического аппарата, которая при отсутствии ветра совпадает со скоростью V относительно Земли, к скорости звука a на данной высоте:

$$M = \frac{V}{a}. \quad (3)$$

Скорость звука связана с температурой атмосферы T_a соотношением:

$$a = 20,046796\sqrt{T_a}, \quad (4)$$

где температура атмосферы T_a определяется согласно ГОСТ 4401-81 [11].

Высота H над поверхностью Земли, имеющей в принятой модели движения форму эллипсоида вращения, определяется по формуле [12]:

$$H = R - R_3, \quad (5)$$

где $R_3 = R_e(1 - \alpha_{сж} \sin^2 \varphi)$ – радиус земной поверхности на заданной широте; R_e – экваториальный радиус Земли; $\alpha_{сж} = 1/298,25$.

Радиальная g_r и меридиональная g_φ составляющие вектора гравитационного ускорения с точностью до полиномов Лежандра второго порядка определяются как [12]:

$$g_r = \frac{\mu}{R^2} \left[1 + \left(\alpha_{сж} - \frac{q}{2} \right) \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi) \right], \quad (6)$$

$$g_\varphi = -\frac{\mu}{R^2} \left(\alpha_{сж} - \frac{q}{2} \right) \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 \sin 2\varphi, \quad (7)$$

где $q = \frac{\omega_3^2 R_e^3}{\mu}$ – отношение центробежного ускорения к ускорению силы

притяжения на экваторе, $\mu = 398600,44 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Граничные условия движения. Для интегрирования дифференциальных уравнений движения (1) при решении задачи оптимизации в начальный момент времени t_0 должны быть заданы начальные условия:

$$t_0 = 0, \quad V = V_0, \quad \theta = \theta_0, \quad \chi = \chi_0, \quad R = R_0, \quad \varphi = \varphi_0. \quad (8)$$

Из них определяющими являются начальные условия по скорости V_0 , углу наклона траектории θ_0 и радиус-вектору R_0 через начальную высоту H_0 . Поэтому без потери общности решения задачи оптимизации в дальнейшем считаем, что $\chi_0 = 0$ и $\varphi_0 = 0$.

В конце участка движения аппарата в трансатмосфере заданы конечная высота и конечный угол наклона траектории:

$$t = t_k, \quad H = H_k, \quad \theta = \theta_k. \quad (9)$$

Управление. ЛА на рассматриваемом участке движения управляется за счёт изменения угла атаки α и связанным с ним через соответствующие аэродинамические характеристики коэффициентом подъёмной силы c_{ya} .

На угол атаки α и соответствующий ему коэффициент подъёмной силы c_{ya} наложены ограничения:

$$\begin{aligned} \alpha_{\min} &\leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \\ c_{ya \min} &\leq c_{ya} \leq c_{ya \max}, \end{aligned} \quad (10)$$

где $c_{ya \min}$ и $c_{ya \max}$ определяются соответственно минимальным α_{\min} и максимальным α_{\max} углам атаки и зависят от числа M .

Задачу оптимизации движения сформулируем следующим образом: для системы дифференциальных уравнений (1) при заданных начальных (8) и конечных (9) условиях определить оптимальную программу управления углом атаки $\alpha_{opt}(t)$ при заданных ограничениях (10), обеспечивающую максимум конечной скорости ЛА.

Метод решения

Для формирования оптимального управления при наличии ограничений на управляющую зависимость используем метод последовательной линеаризации. Подробное описание метода, а также вопросов, связанных с его численной реализацией, приведено в [9]. Модификации метода, рекомендации по его применению в задачах формирования управления движением летательного аппарата в атмосфере описаны, например, в [5-8].

Метод является типичным методом спуска в пространстве управлений и сводится к итерационному улучшению управления. На каждой итерации вычисляется малое приращение управления $u(t)$, позволяющее перейти к улучшенному управлению $u(t) + \delta u(t)$ по следующей схеме [9]:

1. Интегрируется система уравнений движения с некоторым опорным управлением $u(t)$. Вычисляются опорное решение $x(t)$, оптимизируемый функционал $F_0[u(t)]$ и функционалы-ограничения $F_j[u(t)] (j=1, \dots, m)$.

2. Для опорного закона движения $\{u(t), x(t)\}$ вычисляются функциональные производные $\omega^{(j)}(t)$ от функционалов F_j по управлению $u(t)$:

$$\omega^{(j)}(t) = \frac{\partial F_j[u(t)]}{\partial u(t)} \quad (j = 0, 1, \dots, m).$$

3. Вводится малая окрестность δU опорного управления $u(t)$, которая должна входить в область допустимого управления U , то есть $u(t) + \delta U(t) \in U$.

4. Определяется приращение $\delta u(t)$, являющееся решением линейного приближения исходной задачи в окрестности опорного закона движения $\{u(t), x(t)\}$. В соответствии с этим $\delta u(t)$ должно удовлетворять следующим условиям:

$$\delta u(t) \in \delta U \quad \text{при всех } t \in [0, T],$$

$$F_j[u(t)] + \delta F_j[u(t)] = F_j[u(t)] + \int_0^T \omega^{(j)}(t) \delta u(t) dt \leq 0, \quad (j=1, \dots, m),$$

$$\min_{\delta u(t)} \delta F_0[\delta u(t)] = \min_{\delta u(t)} \int_0^T \omega^{(0)} \delta u(t) dt.$$

5. Если улучшенное управление $u(t) + \delta u(t)$ удовлетворяет условиям задачи с заданной точностью, то поиск искомого управления считается законченным. В противном случае выполняется следующая итерация улучшения управления с опорным управлением, полученном на данном шаге $u(t) + \delta u(t)$.

Численная реализация метода осуществляется с использованием конечномерной аппроксимации; при этом на отрезке времени движения располагаются точки $t_i (i=1, 2, \dots, N)$ – узлы аппроксимации, для которых в результате численного интегрирования известна вся необходимая информация для решения задачи в линейном приближении. Таким образом, процесс улучшения управления сводится к последовательному решению задач линейного программирования.

Результаты решения задачи

Решение задачи оптимизации трансатмосферного движения проведено на примере пассивного набора высоты субгиперзвукового ЛА MPV (MIPCC powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя), являющегося первой ступенью АэрКС RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) [1; 2].

Исходные данные. Данные приняты согласно [1]. Масса ЛА m равна 30000 кг, характерная площадь равна 251 м^2 .

Для всех вариантов решения задачи заданы следующие начальные: $V_0 = 1174 \text{ м/с}$, $H_0 = 26800 \text{ м}$ и конечные: $H_k = 63160 \text{ м}$, $\theta_k = 20^\circ$ условия движения.

Ограничения на управление: $\alpha_{\min} = -10^\circ$, $\alpha_{\max} = 20^\circ$.

Основной вариант. Этот вариант соответствует начальному углу наклона траектории ЛА согласно [1] – $\theta_0 = 38,4^\circ$. На рис. 1 показаны зависимости параметров траектории и угла атаки от времени при различных начальных приближениях программы управления углом атаки $\alpha_0(t) = \text{const}$ ($\alpha_0(t) = 0$ – зависимость 1, $\alpha_0(t) = 10^\circ$ – зависимость 2, $\alpha_0(t) = 15^\circ$ – зависимость 3, $\alpha_0(t) = 20^\circ$ – зависимость 4). Видно, что до высоты 52 км полученные управления по углу атаки совпадают. На больших высотах программы управления отличаются, однако это не сказывается на параметрах траектории. Это можно объяснить малым значением скоростного напора на соответствующих высотах, которые составляют порядка 1,5 % и менее относительно значения скоростного напора в начальный момент времени (рис. 2), и поэтому аэродинамические силы малы. Отметим, что к концу трансатмосферного участка движения угол атаки несколько уменьшается, что качественно совпадает с результатами работы [3].

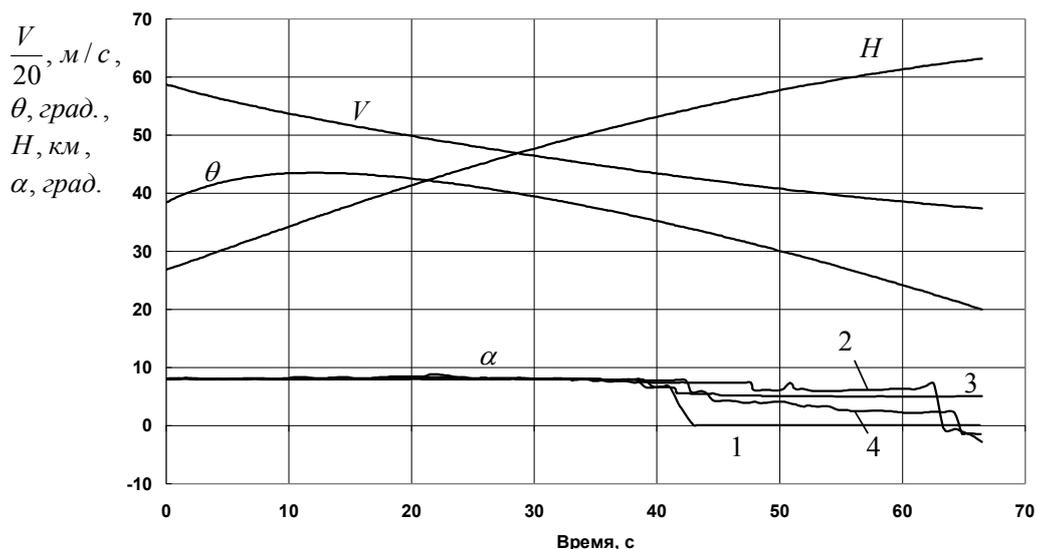


Рис. 1. Параметры траектории движения и программа управления при $\theta_0 = 38,4^\circ$

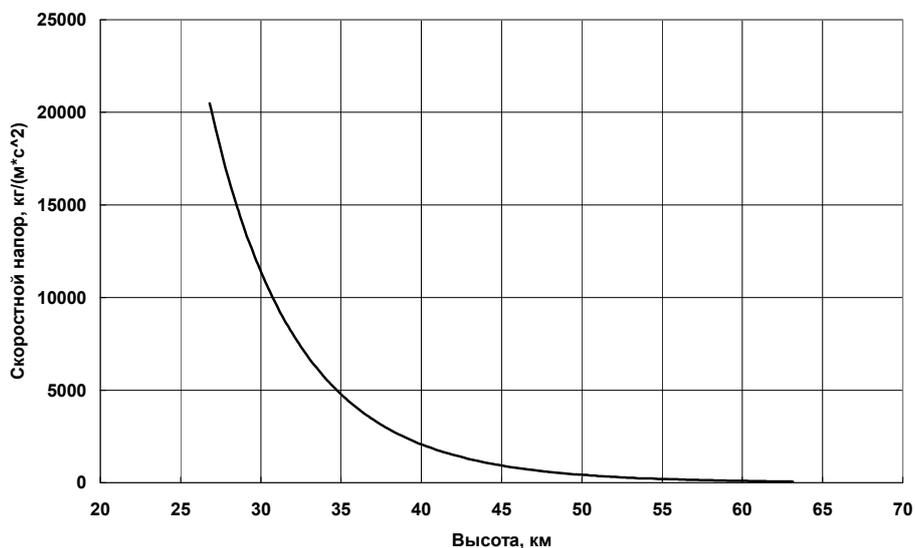


Рис. 2. Зависимость скоростного напора от высоты полёта при $\theta_0 = 38,4^\circ$

Дополнительные варианты. С целью анализа правильности полученных для основного варианта результатов было проведено решение задачи оптимизации для других значений начального угла наклона траектории и массы ЛА.

Начальный угол наклона траектории задавался несколько меньшим ($\theta_0 = 35^\circ$) и несколько большим ($\theta_0 = 40^\circ$), чем в основном варианте.

Для меньшего значения начального угла наклона траектории можно предположить несколько большие значения оптимального угла атаки из-за необходимости увеличения в начале рассматриваемого участка подъёмной силы для увеличения угла наклона траектории и выполнения заданного для него конечного условия.

Для большего значения начального угла наклона траектории можно предположить, напротив, несколько меньшие значения оптимального угла атаки, поскольку для них заданное конечное условие по углу наклона траектории будет

выполнено, а за счёт уменьшения подъёмной силы и соответственно силы лобового сопротивления будет достигнуто большее значение конечной скорости ЛА.

На рис. 3, 4 представлены зависимости параметров траектории и угла атаки от времени при различных начальных углах наклона траектории θ_0 .

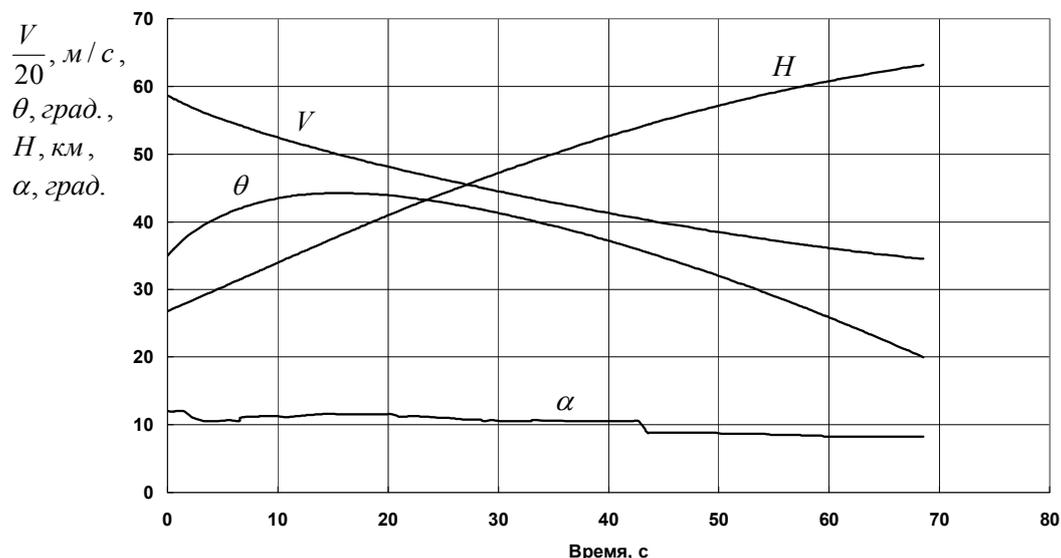


Рис. 3. Параметры траектории и программа управления при $\theta_0 = 35^\circ$

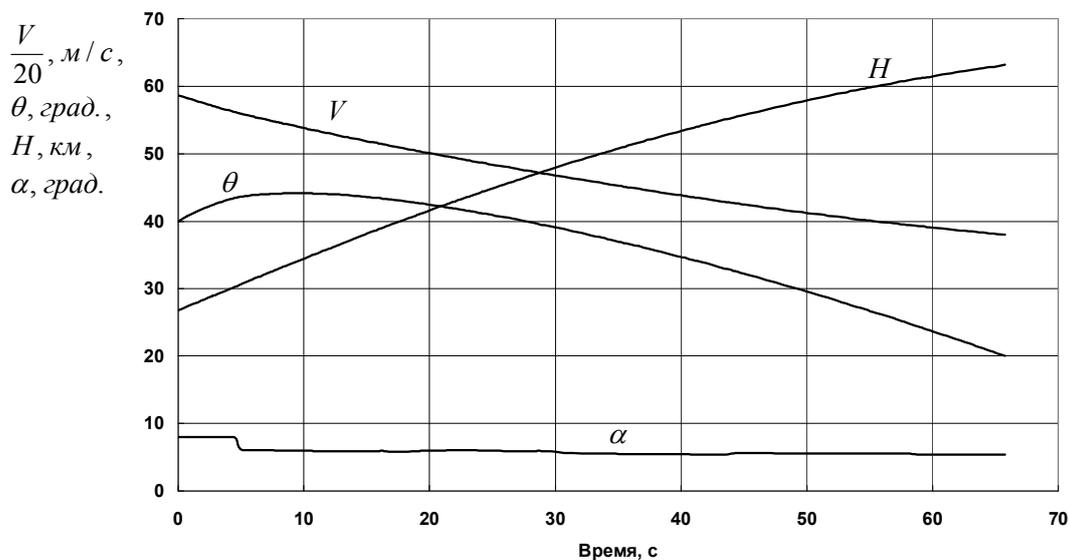


Рис. 4. Параметры траектории и программа управления при $\theta_0 = 40^\circ$

Сравнение программ управления углом атаки (рис. 1, 3, 4), полученных для разных значений начального угла наклона траектории, подтверждает высказанные до решения задачи оптимизации предположения, что косвенно свидетельствует о правильности её решения.

В случае изменения массы ЛА она задавалась большей и равной 40 000 кг. Для большего значения массы можно предположить несколько большие значения оптимального угла атаки из-за необходимости увеличения в начале рассматриваемого участка подъёмной силы для увеличения угла наклона траектории и выполнения заданного для него конечного условия.

На рис. 5 представлены зависимости параметров траектории и угла атаки от времени для двух значений массы ЛА (утолщённые линии соответствуют $m = 30000$ кг, тонкие линии – $m = 40000$ кг).

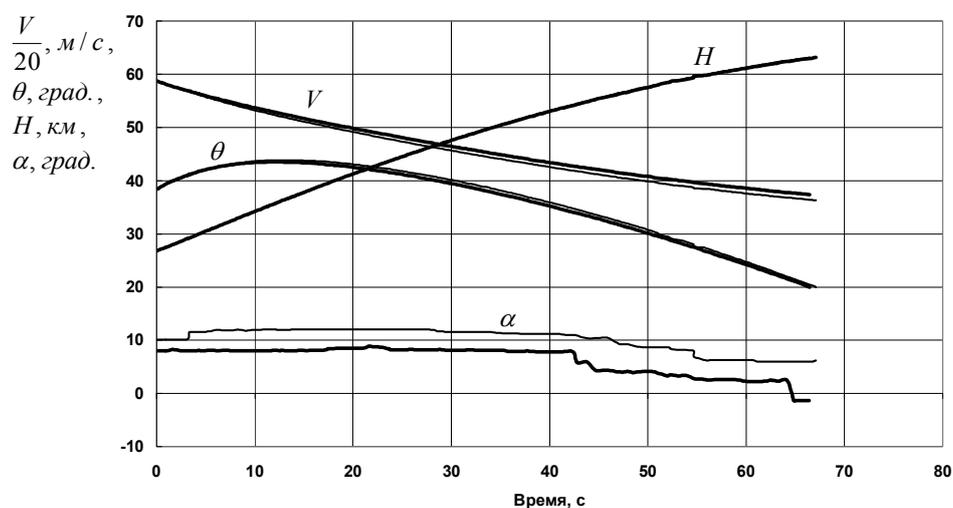


Рис. 5. Сравнение параметров траектории и программ управления при различной массе ЛА

Сравнение программ управления углом атаки (рис. 5), полученных для разных значений массы ЛА, подтверждает высказанное до решения задачи оптимизации предположение, что также косвенно свидетельствует о правильности её решения.

Заключение

С использованием метода последовательной линеаризации получено решение задачи оптимизации трансатмосферного движения летательного аппарата с целью максимизации конечной скорости при заданных конечных значениях высоты и угла наклона траектории. Решение задачи оптимизации проведено на примере пассивного набора высоты летательного аппарата MPV для различных значений начального угла наклона траектории и массы.

В полученных программах управления угол атаки уменьшается к концу участка трансатмосферного движения, но не достигает своего ограничения по минимальному значению. Установлено, что конечные значения угла атаки слабо влияют на конечную скорость из-за малости скоростного напора и соответственно аэродинамических сил.

Библиографический список

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // A Collection of Technical Papers – 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2005. V. 1. P. 346-368. DOI:10.2514/6.2005-3241
2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-5544
3. Потапов В.И. Программы управления и траектории движения сверхзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 1 (21). С. 75-83.

4. Федоренко Р.П. Приближённое решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.
5. Голубев Ю.Ф., Хайрулин Р.З. К решению задач оптимального управления при входе в атмосферу // Космические исследования. 1987. Т. 25, № 1. С. 37-46.
6. Лазарев Ю.Н. Решение задач формирования программ управления движением в атмосфере аэрокосмических аппаратов на основе последовательной линеаризации // Космические исследования. 1994. Т. 32, № 4-5. С. 83-91.
7. Лазарев Ю.Н. Области достижимости и управление движением в атмосфере аэрокосмического аппарата в нештатной ситуации // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 4. С. 434-438.
8. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н., Филиппов Е.А. Оптимизация управления аэрокосмическим аппаратом при изменении в атмосфере наклона плоскости орбиты // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 2. С. 190-196.
9. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара: Самарский научный центр РАН, 2007. 274 с.
10. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.
11. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981. 180 с.
12. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: учебное пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.

OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE TRANS-ATMOSPHERIC MOTION BY USING THE METHOD OF SEQUENTIAL LINEARIZATION

© 2017

- | | |
|----------------------|--|
| V. L. Balakin | Doctor of Science (Engineering), Professor, University Administration Counselor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
balakin@ssau.ru |
| S. A. Ishkov | Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space
Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
irkt@ssau.ru |
| A. A. Khramov | Candidate of Science (Engineering), Lecturer of the Department of Space
Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
khramov@ssau.ru |

The paper deals with the task of optimizing a space vehicle's trans-atmospheric motion in order to maximize its terminal velocity at prescribed finite values of the height and trajectory inclination angle. The angle of attack acts as control in a vehicle's passive motion. To determine the optimal program of the control of angle of attack, the method of sequential linearization is used. Solving the problem of optimizing the vehicle's trans-atmospheric motion is illustrated by passive climb of a sub-hypersonic vehicle MPV (the first stage of the aerospace system RASCAL designed in the USA). The results of simulating the vehicle motion with optimal control and various initial conditions of the vehicle's motion and mass are discussed.

Vehicle; trans-atmospheric motion; optimal control; lift coefficient; angle of attack; sequential linearization method.

Citation: Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimization of space vehicle trans-atmospheric motion by using the method of sequential linearization. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 17-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-17-26

References

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation. *A Collection of Technical Papers – 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. 2005. V. 1. P. 346-368. DOI:10.2514/6.2005-3241
2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-5544
3. Potapov V.I. Control programs and motion trajectories of supersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 1 (21). P. 75-83. (In Russ.)
4. Fedorenko R.P. *Priblizhennoe reshenie zadach optimal'nogo upravleniya* [Approximate solution of optimal control problems]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 488 p.
5. Golubyev Yu.F., Khairulin R.Z. Solving optimal control problems at the entry to atmosphere. *Cosmic Research*. 1987. V. 25, Iss. 1. P. 37-46.
6. Lazarev Yu.N. Forming motion control programs of aerospace vehicles in the atmosphere on the basis of sequential linearization. *Cosmic Research*. 1994. V. 32, Iss. 4-5. P. 83-91.
7. Lazarev Yu.N. Attainability regions and motion control of an aerospace vehicle in the atmosphere in a nonstandard situation. *Cosmic Research*. 1996. V. 34, Iss. 4. P. 401-404.
8. Balakin V.L., Lazarev Yu.N., Philippov E.A. Optimization of aerospace vehicle control during orbit plane shifting maneuvers in the atmosphere. *Cosmic Research*. 1996. V. 34, Iss. 2. P. 175-180.
9. Lazarev Yu.N. *Upravlenie traektoriyami aerokosmicheskikh apparatov* [Control of aerospace vehicles]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2007. 274 p.
10. Yaroshevskiy V.A. *Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Re-entry of spacecraft into atmosphere]. Moscow: Nauka Publ., 1988. 336 p.
11. GOST 4401-81. Standart atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 180 p. (In Russ.)
12. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta: uchebnoe posobie* [Basics of space flight mechanics: Textbook]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 448 p.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНЕШНИХ ТЕПЛОВЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ ОТ ИНФРАКРАСНЫХ ИСТОЧНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В ВК-600/300

© 2017

- Д. Б. Добрица** кандидат технических наук, ведущий инженер-математик отдела исследования внешних воздействующих факторов и проектирования защиты от них; Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, г. Химки, Московская область; dobrica@laspace.ru
- А. А. Ушакова** инженер-конструктор 1-й категории отдела теплового проектирования средств обеспечения теплового режима КА и средств выведения; Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, г. Химки, Московская область; ushakova-al@rambler.ru
- А. Ф. Шабарчин** кандидат технических наук, ведущий конструктор отдела теплового проектирования средств обеспечения теплового режима КА и средств выведения; Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, г. Химки, Московская область; shafi@laspace.ru
- Б. Ю. Яценко** кандидат технических наук, ведущий инженер отдела исследования внешних воздействующих факторов и проектирования защиты от них; Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, г. Химки, Московская область; godn@mail.ru

Рассматривается решение проблемы моделирования воздействия лучистых тепловых потоков от источников инфракрасного излучения на поверхности КА и их модулей при проведении комплексных испытаний в ВК 600/300. В качестве решения задачи оперативного получения результатов расчёта плотности тепловых потоков излучения на элементы поверхности космического аппарата (КА) при проведении комплексных испытаний предложено использование эмпирических зависимостей. Представлено описание особенностей конструкции модуля ИКИ, необходимое при построении математической модели распределения теплового излучения. Показана схема размещения модулей ИКИ в ВК 600/300 и определены основные энергетические характеристики, рассчитываемые при моделировании лучистых тепловых потоков. Приведены полученные эмпирические зависимости для расчёта энергетических характеристик модулей ИКИ от подводимой к излучающим элементам электрической мощности. Показаны результаты расчёта распределения плотности потока ИК излучения с использованием эмпирических зависимостей в сравнении с результатами расчёта с помощью программного комплекса и с полученными экспериментальными измерениями.

Вакуумная камера; плотность потока теплового излучения; космический аппарат; модуль инфракрасного излучения; программный комплекс.

Цитирование: Добрица Д.Б., Ушакова А.А., Шабарчин А.Ф., Яценко Б.Ю. Моделирование внешних тепловых воздействий от инфракрасных источников излучения при испытаниях ракетно-космической техники в ВК-600/300 // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 27-38. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-27-38

Введение

При проведении электрических и тепловых испытаний создаваемых крупногабаритных космических аппаратов и их модулей используется вакуумная камера ВК 600/300 отраслевой стандовой базы предприятия ФКП «НИЦ РКП».

В процессе испытаний возникает необходимость в моделировании воздействия лучистых тепловых потоков на наружные поверхности КА: солнечные тепловые потоки – прямые и отражённые от планеты; собственное излучение планеты; излучение и переотражение от крупногабаритных элементов КА, отсутствующих в составе экспериментальной сборки. Суммарная эпюра внешних тепловых потоков, приходящих на наружные поверхности объекта испытаний, для различных режимов экспериментальной отработки определяется расчётом и носит сложный, переменный по времени характер. Воспроизведение данной эпюры внешних тепловых потоков должно осуществляться имитаторами ВК – имитатором солнечного излучения (ИСИ) и инфракрасным имитатором (ИКИ).

Комплексные электрические испытания КА с точки зрения обеспечения его теплового режима включают три основных этапа:

- вывод ВК на режим;
- отработка штатной циклограммы включения бортовой аппаратуры при предельно низких и предельно высоких температурах в режиме термоциклирования;
- отогрев ВК.

Обеспечение теплового режима КА на данных этапах осуществляется как средствами КА, так и имитаторами ВК 600/300 (ИКИ и ИСИ).

Расчёт излучения имитатора ИКИ ВК 600/300 (модуля ИКИ), необходимого при моделировании внешних тепловых потоков на объект испытаний, представляет сложную задачу из-за необходимости учитывать реальные оптические характеристики поверхностей и многократного переотражения между ними [1].

При проведении расчёта излучения использовался метод прямого хода луча с использованием законов случайного направления излучения, метод «Монте-Карло» для диффузно излучающих и отражающих поверхностей и метод, основанный на законах зеркального отражения для поверхностей, имеющих зеркальную составляющую в отражении излучения [2]. Ввиду присущей большой длительности расчёта методом «Монте-Карло» и из-за большого количества модулей ИКИ в вакуумной камере ВК 600/300 (рис.1, 2) возникла необходимость в выводе по результатам экспериментальных измерений и проведённых расчётов относительно простых эмпирических формул, необходимых для повышения оперативности получения результатов расчёта тепловых потоков излучения. Поэтому результаты проведённых измерений и расчёта являлись исходными данными для выведения эмпирических соотношений по распределению тепловых потоков [3].

Схема размещения модулей ИКИ в вакуумной камере ВК 600/300

Система ИКИ ВК 600/300 состоит из модулей, размещённых на цилиндрическом стальном каркасе. Каркас имеет приваренные кронштейны и платы для прокладки, фиксации и подсоединения модулей ИКИ, а также держатели модулей ИКИ с механизмами юстировки. Цилиндрический каркас размещается в рабочем объёме ВК 600/300 перед азотными экранами таким образом, что модули ИКИ условно располагаются вдоль образующих поверхности кругового цилиндра диаметром 5,2 м, соосного с цилиндрическим корпусом ВК 600/300 (рис. 1).

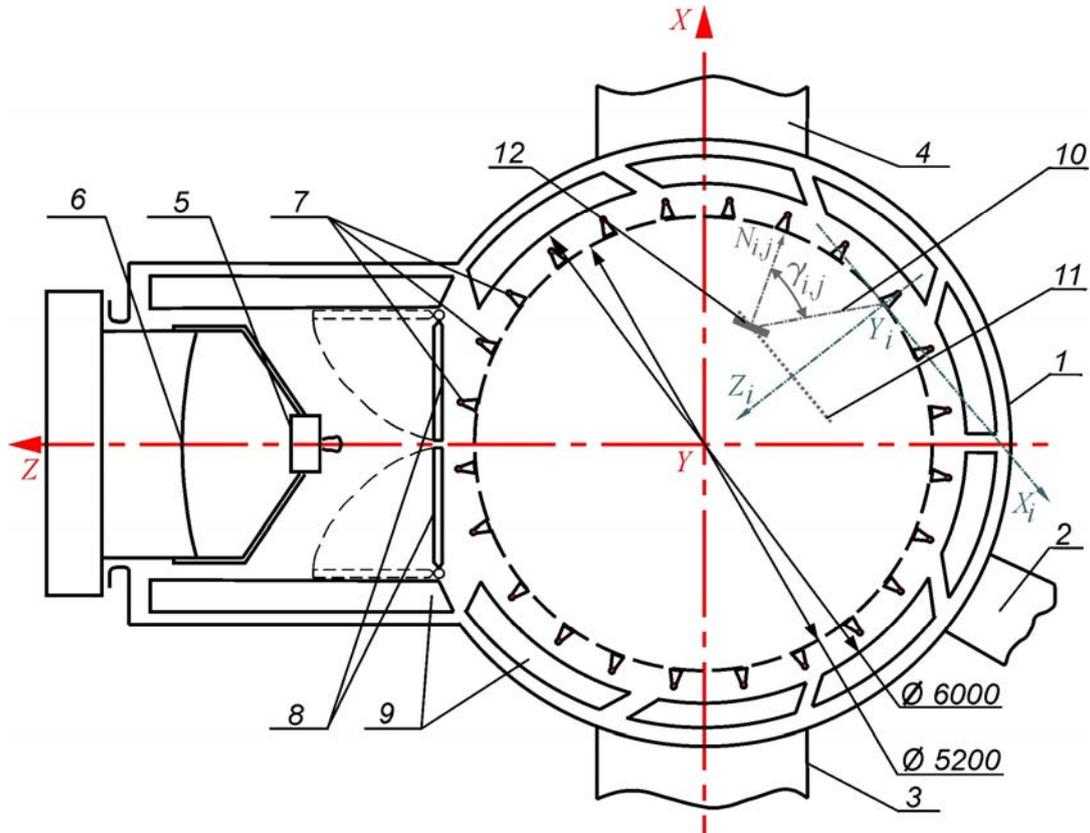


Рис. 1. Схема ВК 600/300 в поперечном разрезе:

1 – стенки ВК; 2 – входной шлюз; 3 – правый коллектор; 4 – левый коллектор; 5 – излучатель ИСИ; 6 – зеркальный отражатель ИСИ; 7 – модули ИКИ; 8 – створки ИСИ; 9 – азотные экраны; 10 – расстояние от начала локальной СК (X_i, Y_i, Z_i) , связанной с i -м модулем ИКИ до центра элемента воспринимающей поверхности dS_j ; 11 – условная плоскость, проходящая через центр элемента воспринимающей поверхности dS_j и перпендикулярная оси Z_i локальной СК; 12 – элемент воспринимающей поверхности dS_j

На рис. 1 показана локальная система координат (ЛСК), связанная с размещением модуля ИКИ в ВК, и угол $\gamma_{i,j}$ между нормалью $N_{i,j}$ к элементу воспринимающей поверхности (ЭВП) dS_j и направлением к началу ЛСК.

Модули по высоте размещаются в 8 ярусах (рис. 2). В каждом ярусе находится по 24 расположенных равномерно по окружности модуля ИКИ (рис. 1). Нижние концы модулей первого яруса возвышаются над плоскостью опорно-поворотного устройства (ОПУ) на расстояние 1 м. ИКИ имеет два исполнения: первое – модули ИКИ образуют замкнутую цилиндрическую поверхность, второе – модули ИКИ не устанавливаются в зоне оптического отсека ВК 600/3000, когда в процессе испытаний предусмотрено включение ИСИ.

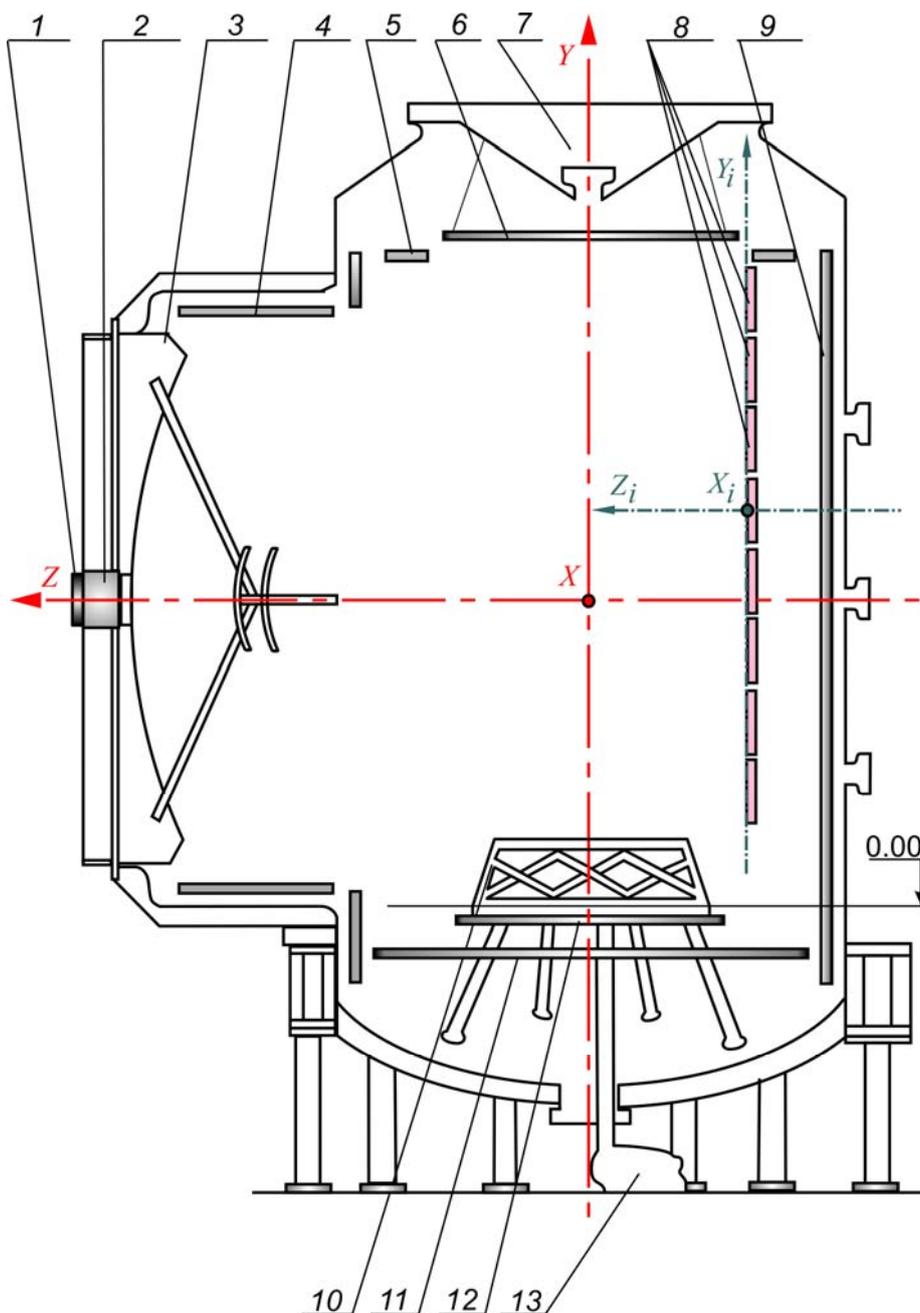


Рис. 2. Расположение модулей ИКИ в рабочем объеме ВК 600/300:
 1 – заслонка; 2 – входной блок ИС-500-1Б; 3 – блок зеркал ИС-500-1А; 4 – экраны оптического отсека; 5 – кольцевой экран; 6 – экран крышки; 7 – крышка; 8 – модули ИКИ; 9 – цилиндрические экраны; 10 – опора под изделие; 11 – донный экран; 12 – опорно-поворотное устройство (ОПУ); 13 – привод ОПУ

Особенности конструкции модуля ИКИ

Модули ИКИ (рис. 3) содержат излучатели в виде токопроводящих стеклографитовых лент шириной 20 мм. В инфракрасной области спектра такие излучатели считаются серыми с интегральной степенью черноты приблизительно равной 0,9. Излучатели 1 размещаются в отражателях 2 (рис. 3), изготовленных из алюминиевого сплава АМЦ в виде профиля ПС 835-928. Ширина выходного сечения отражателя такого модуля составляет 84 мм. Угол наклона прямолинейных участков отражателя составляет 15° к продольной оси модуля ИКИ (рис. 3).

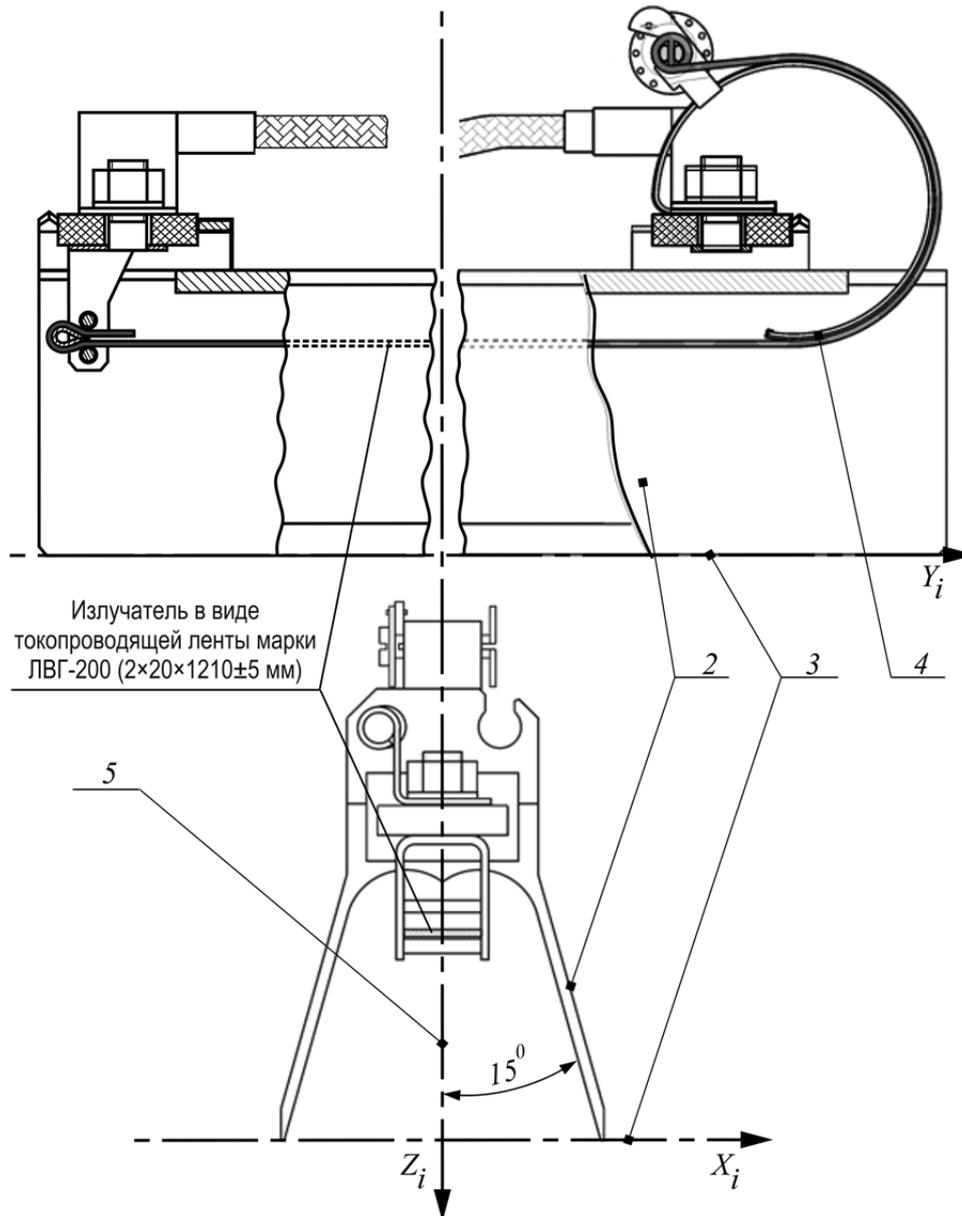


Рис. 3. Внешний вид модуля ИКИ:

1 – излучатель в виде токопроводящей ленты марки ЛВГ-200 ($2 \times 20 \times 1210 \pm 5$ мм); 2 – отражатель из алюминиевого сплава АМЦ; 3 – оси X_i, Y_i ЛСК в плоскости среза отражателя модуля ИКИ; 4 – токоподвод, выполненный в виде дугообразной пружины; 5 – ось Z_i ЛСК, совпадающая с нормалью к срезу отражателя

Для постоянства индикатрисы излучения модуля ИКИ на всех уровнях подводимой к нему мощности его конструкция обеспечивает неизменное взаимное расположение излучателя 1 и отражателя 2 (рис. 3). Для этого один из токоподводов, выполненный в виде дугообразной пружины 4 (рис. 3), при удлинении излучателя в процессе нагрева разжимается и продолжает натягивать излучатель с необходимым усилием.

Внутренняя поверхность отражателя модуля ИКИ полирована и имеет высокую отражательную способность. Наружная поверхность для снижения температуры отражателя и доли его собственного излучения в индикатрисе покрыта окисью нихрома с высокой степенью черноты. Измеренные значения интегральной степени черноты ε

внутренней и наружной поверхностей отражателя равны: $\epsilon_{\text{внутр}} = 0,06$ и $\epsilon_{\text{нар}} = 0,8$. Замеры проводились при комнатной температуре в ИК диапазоне длин волн.

В расчётах принимается ЛСК, одна из осей которой (ось Z_i рис. 4) совпадает с нормалью к срезу модуля ИКИ, а две другие лежат в плоскости среза модуля ИКИ (рис. 4).

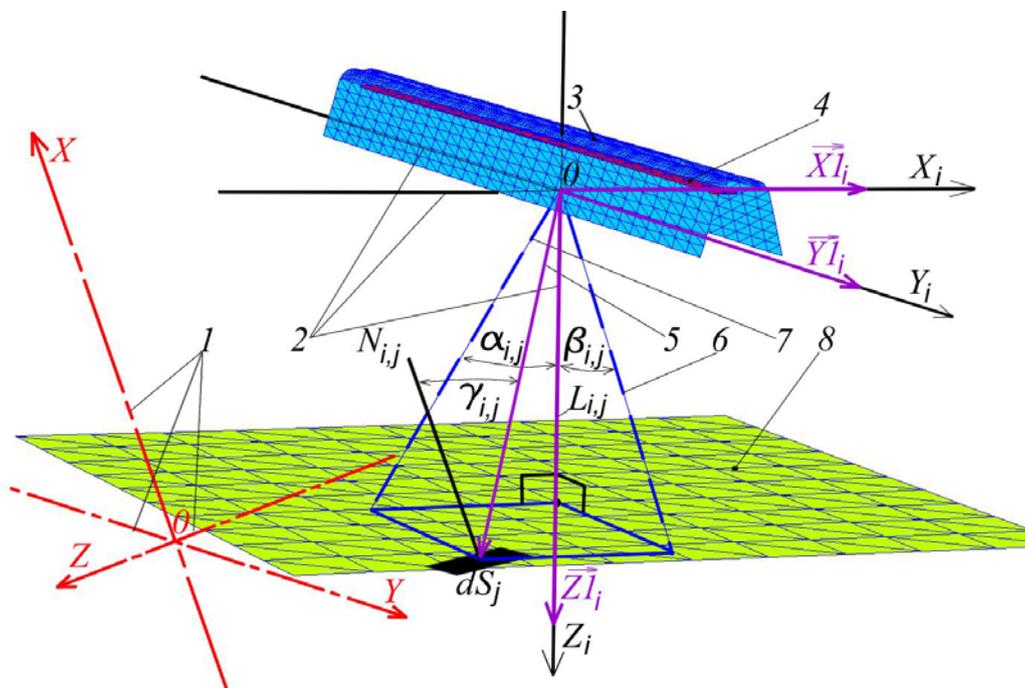


Рис. 4. Расположение ЛСК относительно модуля ИКИ и основной СК:

1 – оси основной СК; 2 – оси ЛСК i -го модуля ИКИ; 3 – модель отражателя модуля ИКИ; 4 – модель излучателя модуля ИКИ; 5 – направление от начала ЛСК до центра ЭВП $dS_{i,j}$ (вектор $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$); 6 – проекция вектора $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$ на плоскость пересечения осей OY_i и OZ_i ЛСК; 7 – проекция вектора $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$ на плоскость пересечения осей OX_i и OZ_i ЛСК; 8 – условная плоскость, перпендикулярная оси OZ_i ЛСК и проходящая через центр ЭВП dS_j

Определение основных энергетических характеристик модуля ИКИ

Основными определяемыми энергетическими характеристиками модуля ИКИ являются:

- плотность потока теплового излучения от модуля ИКИ $E_{n0,i}$ (Вт/м²) в направлении центральной оси Z_i ;
- плотность потока теплового излучения от модуля ИКИ $E_{n,i,j}$ (Вт/м²) в направлении к ЭВП dS_j (м²) в зависимости от $E_{n0,i}$ и углового положения (α_i, β_i , град) центра ЭВП dS_j в ЛСК;
- плотность потока теплового излучения от модуля ИКИ $E_{i,j}$ (Вт/м²) в направлении к произвольно расположенному ЭВП dS_j в зависимости от $E_{n,i,j}$ и углового положения ЭВП dS_j (γ_i , град).

Исходными данными для определения энергетических характеристик модуля ИКИ являются (рис. 4):

- электрическая мощность P_i (Вт), подводимая к излучающему элементу i -го модуля ИКИ;
- координаты X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0} – координаты начала ЛСК в основной СК;
- Xc_j, Yc_j, Zc_j , (м) – координаты центра ЭВП dS_j в основной СК;
- вектор с координатами $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$, направленный от начала ЛСК i -го модуля ИКИ к центру ЭВП dS_j ;
- вектор с координатами $\{k_{i,j}, l_{i,j}, n_{i,j}\}$, направленный от центра ЭВП dS_j к вершине нормали;
- координаты трёх векторов $\vec{X}1_i, \vec{Y}1_i, \vec{Z}1_i$ в направлении осей $0X_i, 0Y_i, 0Z_i$ i -й ЛСК (для каждого i -го модуля ИКИ) в основной СК.

Уравнение плоскости, образованной пересечением векторов $\vec{X}1_i, \vec{Y}1_i, \vec{Z}1_i$ (любые два из которых лежат в одной плоскости), в координатной форме имеет вид:

$$A_i x + B_i y + C_i z + D_i = 0, \quad (1)$$

где $\{A_i, B_i, C_i\}$ – координаты вектора нормали к плоскости, соответствующие координатам одного из трёх векторов $\vec{X}1_i, \vec{Y}1_i, \vec{Z}1_i$, не лежащего в этой плоскости.

По этим заданным параметрам рассчитываются следующие значения (рис. 4):

- угловое расстояние $\alpha_{i,j}$ (град), отсчитываемое от нормали к плоскости среза модуля ИКИ (оси $0Z_i$ ЛСК) к проекции вектора $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$ на плоскость пересечения осей $0X_i$ и $0Z_i$ ЛСК;
- угловое расстояние $\beta_{i,j}$ (град), отсчитываемое от нормали к плоскости среза модуля ИКИ (оси $0Z_i$ ЛСК) к проекции вектора $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$ на плоскость пересечения осей $0Y_i$ и $0Z_i$ ЛСК;
- угловое расстояние $\gamma_{i,j}$ (град), отсчитываемое от нормали к плоскости ЭВП dS_j (вектора с координатами $\{k_{i,j}, l_{i,j}, n_{i,j}\}$) к вектору $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$;
- расстояние L_{ni} (м) от плоскости среза модуля ИКИ до условной плоскости, проходящей через центр элемента воспринимающей поверхности dS_j и перпендикулярной оси Z_i ЛСК.

Вследствие симметрии модели модуля ИКИ в принятой ЛСК угловые расстояния $\alpha_{i,j}$ и $\beta_{i,j}$ отсчитываются в обе стороны от оси $0Z_i$ ЛСК. При отсчёте углового расстояния $\alpha_{i,j}$ или $\beta_{i,j}$ в противоположную (от показанной на рис. 4) сторону, их числовые значения меняют знак на противоположный.

Угловые расстояния $\alpha_{i,j}$ и $\beta_{i,j}$ определяются по формуле взаимного расположения в пространстве прямой, имеющей направляющий вектор $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$, и соответствующей плоскости, заданной уравнением (1):

$$\alpha_{i,j} = \arcsin \left[\frac{|Ax_i p_{i,j} + Bx_i q_{i,j} + Cx_i r_{i,j}|}{\sqrt{Ax_i^2 + Bx_i^2 + Cx_i^2} \sqrt{p_{i,j}^2 + q_{i,j}^2 + r_{i,j}^2}} \right],$$

$$\beta_{i,j} = \arcsin \left[\frac{|Ay_i p_{i,j} + By_i q_{i,j} + Cy_i r_{i,j}|}{\sqrt{Ay_i^2 + By_i^2 + Cy_i^2} \sqrt{p_{i,j}^2 + q_{i,j}^2 + r_{i,j}^2}} \right],$$

где (в случае расположения осей ЛСК как показано на рис. 4) $\{Ax_i, Bx_i, Cx_i\}$ – координаты вектора нормали к плоскости, образованной пересечением осей $0Y_i$ и $0Z_i$; $\{Ay_i, By_i, Cy_i\}$ – координаты вектора нормали к плоскости, образованной пересечением осей $0X_i$ и $0Z_i$.

Угловое расстояние $\gamma_{i,j}$ определяется через косинус угла, образованного нормалью к плоскости ЭВП dS_j (вектором $\{k_{i,j}, l_{i,j}, n_{i,j}\}$) и вектором $\{p_{i,j}, q_{i,j}, r_{i,j}\}$:

$$\gamma_{i,j} = \arccos \left[\frac{k_{i,j} p_{i,j} + l_{i,j} q_{i,j} + n_{i,j} r_{i,j}}{\sqrt{k_{i,j}^2 + l_{i,j}^2 + n_{i,j}^2} \sqrt{p_{i,j}^2 + q_{i,j}^2 + r_{i,j}^2}} \right].$$

По координатам векторов $\vec{X}_1, \vec{Y}_1, \vec{Z}_1$ определяются параметры: A_i, B_i, C_i, D_i в уравнении (1) для плоскости среза отражателя ИКИ, и расстояние L_{ni} (рис. 4) рассчитывается по формуле:

$$L_{ni} = \left[\frac{|A_i X_{c_{i,j}} + B_i Y_{c_{i,j}} + C_i Z_{c_{i,j}} + D_i|}{\sqrt{A_i^2 + B_i^2 + C_i^2}} \right].$$

Измеренная зависимость плотности потока теплового излучения от модуля ИКИ E_{n1} ($\text{Вт}/\text{м}^2$) в направлении оси $0Z_i$ от расстояния $L_{n,i}$ и от подводимой к излучающему элементу i -го модуля ИКИ электрической мощности P_i (в диапазоне 540...2900 Вт) с погрешностью до 1% может быть определена по формуле:

$$E_{n0,i} = k_{n0} \frac{P_i}{L_{n,i}^2}, \quad (2)$$

где значение k_{n0} в зависимости от расстояния $L_{n,i}$ до условной плоскости приведено на рис. 5.

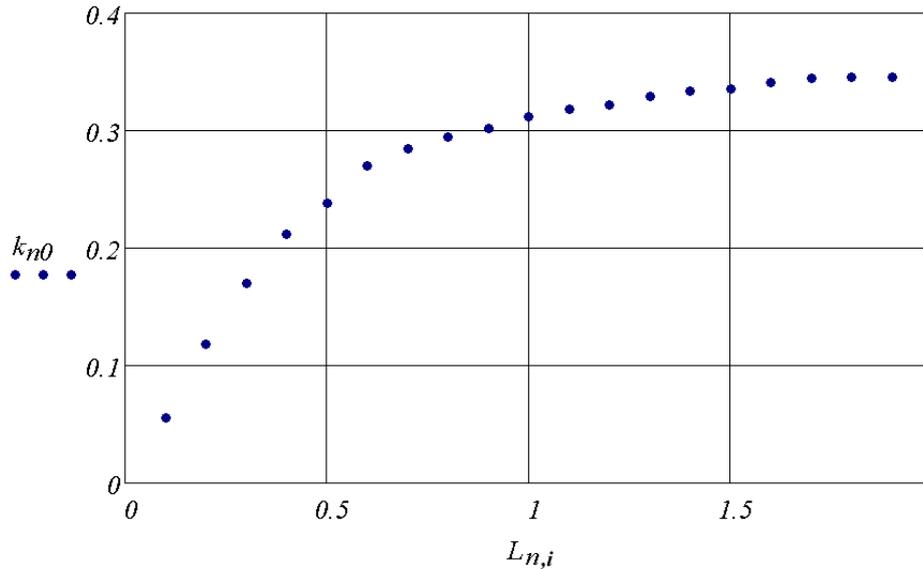


Рис. 5. Значение k_{n0} в зависимости от расстояния $L_{n,i}$ до условной плоскости

На основании проведённых измерений и полученных расчётных данных плотность потока теплового излучения от модуля ИКИ $E_{n,i,j}$ в направлении к ЭВП dS_j в зависимости от $E_{n0,i}$ и углового положения (α_i, β_i) центра ЭВП dS_j в ЛСК модуля ИКИ может быть рассчитана по приведённым в табл. 1 эмпирическим формулам.

Таблица 1. Формулы для расчёта плотности потока теплового излучения $30^\circ \leq |\beta| \leq 80^\circ$

№	Формула для расчёта значения плотности потока теплового излучения от модуля ИКИ E_n (Вт/м ²)	Диапазон значений α и β , в пределах которого применима формула
1	$E_n = E_{n0} \left(1,25 \left(\frac{60 - \alpha }{60} \right)^{2,3} \right) \left(1,72 \left(\frac{80 - \beta }{80} \right)^{2,1} \right)$	$40^\circ < \alpha \leq 60^\circ, 30^\circ \leq \beta \leq 80^\circ$
2	$E_n = E_{n0} \left(1 - 0,9 \left(\frac{ \alpha }{40} \right)^2 \right) \left(1,72 \left(\frac{80 - \beta }{80} \right)^{2,1} \right)$	$0^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$
3	$E_n = E_{n0} 1,25 \left(\frac{60 - \alpha }{60} \right)^{2,3} \left(1 - 0,36 \left(\frac{ \beta }{30} \right)^{3,5} \right)$	$40^\circ < \alpha \leq 60^\circ, 0^\circ \leq \beta \leq 30^\circ$
4	$E_n = E_{n0} \left(1 - 0,9 \left(\frac{ \alpha }{40} \right)^2 \right) \left(1 - 0,36 \left(\frac{ \beta }{30} \right)^{3,5} \right)$	$0^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ, 0^\circ \leq \beta \leq 30^\circ$
5	$E_n \approx 0$	$ \alpha > 60^\circ, \beta > 80^\circ$

Плотность потока теплового излучения от модуля ИКИ $E_{i,j}$ в направлении к произвольно расположенному ЭВП dS_j в рабочем объёме ВК 600/300 может быть определена соотношением:

$$E_{i,j} = E_{n,i,j} \frac{\cos(\gamma_{i,j})}{\cos\left(\arctg\left[\operatorname{tg}^2(\alpha_{i,j}) + \operatorname{tg}^2(\beta_{i,j})\right]^{0,5}\right)}. \quad (3)$$

На рис. 6 приведены результаты расчёта и измеренные величины плотности потока теплового излучения E в зависимости от углового расстояния $|\alpha|$ при $|\beta| < 0,3^\circ$. Значения плотности потока E рассчитывались от модуля ИКИ в направлении к воспринимающей поверхности dS , расположенной на расстоянии 1 м с применением формул, указанных в табл. 1, и с использованием программного комплекса.

На рис. 7 приведены результаты расчёта и измеренные величины плотности потока теплового излучения E в зависимости от углового расстояния $|\beta|$ при $|\alpha| < 0,1^\circ$. Значения плотности потока E рассчитывались от модуля ИКИ в направлении к воспринимающей поверхности dS , расположенной на расстоянии 1; 1,5 и 2 м с применением формул, указанных в табл. 1, и с использованием программного комплекса.

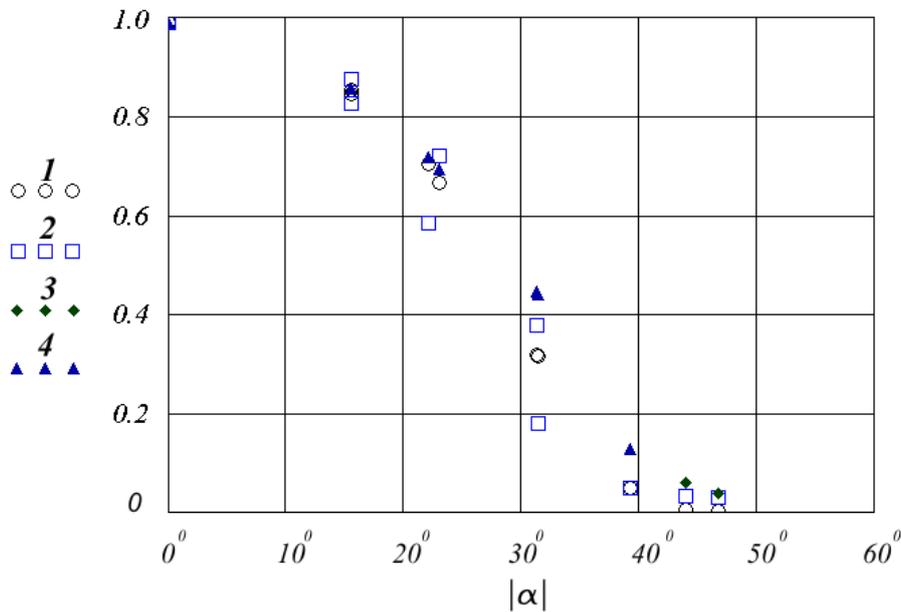


Рис. 6. Значение плотности потока теплового излучения от модуля ИКИ E в зависимости от углового расстояния $|\alpha|$ расположения центра ЭВП:
 1 – по данным, полученным с использованием программного комплекса;
 2 – по экспериментальным данным; 3 – по формуле 4 (табл. 1);
 4 – по формуле 3 (табл. 1)

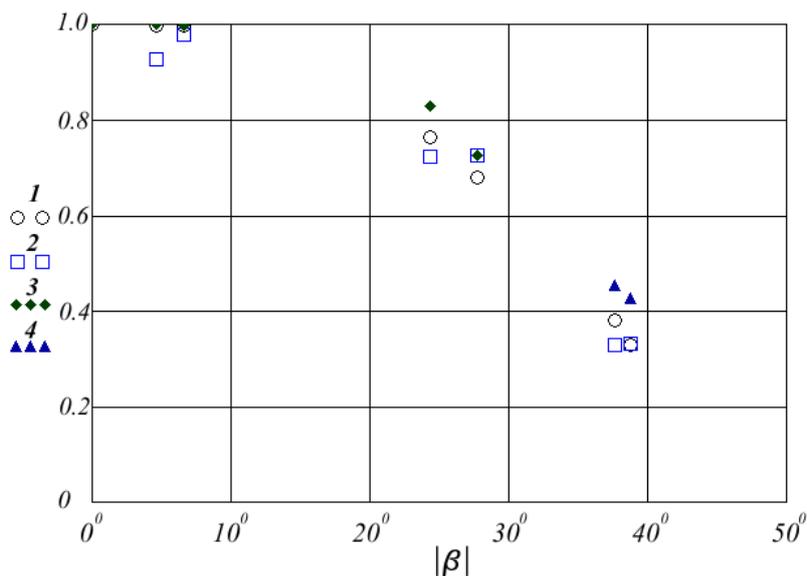


Рис. 7. Значение плотности потока теплового излучения от модуля ИКИ E в зависимости от углового расстояния $|\beta|$ расположения центра ЭВП:

- 1 – по данным, полученным с использованием программного комплекса;
 2 – по экспериментальным данным; 3 – по формуле 4 (табл. 1);
 4 – по формуле 2 (табл. 1)

Полученные эмпирические зависимости позволяют проводить расчёты, связанные с определением таких энергетических характеристик модулей ИКИ, как распределение плотности потока инфракрасного излучения, при проведении комплексных испытаний изделий космической техники в ВК 600/300. Использование формулы (3) позволяет проводить расчёт теплового излучения к произвольно расположенному ЭВП. Полученная зависимость между подводимой электрической мощностью к излучающему элементу модуля ИКИ позволяет (с использованием формулы (2) и приведённых на рис. 5 значений) определить плотность потока теплового излучения в направлении нормали к плоскости среза отражателя модуля ИКИ в зависимости от расстояния. При расчёте плотности потока инфракрасного излучения, создаваемого несколькими модулями ИКИ, задание исходных данных, связанных с геометрическими параметрами модулей ИКИ, и пересчёт угловых расстояний от модулей ИКИ осуществляются по приведённым в разделе определения основных энергетических характеристик модуля ИКИ соотношениям.

Библиографический список

1. Евдокимов И.Е., Николаенко В.С., Филиппов Г.С., Яценко Б.Ю. Расчёт пространственного распределения энергии сложного излучателя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 214-221.
2. Лукас Дж. Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов. М.: Мир, 1974. 544 с.
3. Яценко Б.Ю., Шабарчин А.Ф., Ушакова А.А. Развитие программного комплекса и методики расчёта распределения теплового излучения от сложного излучателя // Сб. тезисов «XLI Академические чтения по космонавтике, посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства». М.: Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, 2017. С. 430.

MODELING EXTERNAL THERMAL INFLUENCE OF INFRARED RADIATION SOURCES DURING TESTS OF ROCKET AND SPACE EQUIPMENT IN VK-600/300

© 2017

- D. B. Dobritsa** Candidate of Science (Engineering), Leading Mathematician, Department of Research of External Factors and Design of Protection against them; Lavochkin Science and Production Association, Khimki, Russian Federation; dobrica@laspace.ru
- A. A. Ushakova** Post-graduate student, design engineer of the 1st category, Department of Thermal Design of the Means for Ensuring the Thermal Regime of Spacecraft and Launch Vehicles; Lavochkin Science and Production Association, Khimki, Russian Federation; ushakova-al@rambler.ru
- A. F. Shabarchin** Candidate of Science (Engineering), Leading Designer of the Department of Thermal Design of Means for Ensuring the Thermal Regime of Spacecraft and Launch Vehicles; Lavochkin Science and Production Association, Khimki, Russian Federation; shaf@laspace.ru
- B. Yu. Yashchenko** Candidate of Science (Engineering), Leading Engineer, Department of Research of External Factors and Design of Protection against them; Lavochkin Science and Production Association, Khimki, Russian Federation; godn@mail.ru

The paper presents the solution of the problem of simulation of the effect of radiant heat fluxes from infrared sources (IRS) on the surface of spacecraft and their modules during complex tests in a vacuum chamber (VC) 600/300. We suggest using empirical dependences as a solution to the problem of promptly obtaining the results of calculating the density of thermal radiation fluxes on the elements of the surface of a space vehicle when performing complex tests. A brief description of the design features of the IRS module is presented, which is necessary for constructing a mathematical model of thermal radiation distribution. The layout of IRS modules accommodation in VC 600/300 is shown and the main energy characteristics calculated in the modeling of radiant heat fluxes are determined. The article shows the empirical dependences obtained for calculating the energy characteristics of the IRS modules on the electric power supplied to the radiating elements. The results of calculating the distribution of the IR flux density using empirical relationships are shown in comparison with the results of calculations using a software package and with the experimental measurements obtained.

Vacuum chamber; density of a thermal radiation flux; spacecraft; infrared radiation module; software package.

Citation: Dobritsa D.B., Ushakova A.A., Shabarchin A.F., Yashchenko B.Yu. Modeling external thermal influence of infrared radiation sources during tests of rocket and space equipment in VK-600/300. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 27-38. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-27-38

References

1. Yevdokimov I.Y., Nikolaenko V.S., Filippov G.S., Yashchenko B.Yu. Calculation of spatial distribution of energy of a complex radiator. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 214-221. (In Russ.)
2. Lucas J.W. Heat Transfer and Spacecraft Thermal Control. Cambridge: MIT Press, 1971.
3. Yashchenko B.Yu., Shabarchin A.F., Ushakova A.A. Razvitie programmno kompleksa i metodiki rascheta raspredeleniya teplovogo izlucheniya ot slozhnogo izluchatelya. *Sbornik tezisov «XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugih vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva»*. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2017. P. 430. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА РАСЧЁТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2017

- Н. А. Елисов** аспирант кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; mr07th@gmail.com
- С. А. Ишков** доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ishkov@ssau.ru
- В. Г. Шахов** кандидат технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shakhov@ssau.ru

Рассматривается один из этапов входа в атмосферу воздушно-космического летательного аппарата. Исследуется влияние моделей турбулентности на расчётные значения аэродинамических характеристик летательного аппарата. Для исследования влияния модели турбулентности на несущие свойства ЛА были выбраны следующие модели: k- ϵ Realizable, k- ω Shear Stress Transport и Transition Shear Stress Transport. Построена структурированная сетка с использованием программы ICEM CFD, позволяющая решать широкий спектр задач. Рассматривается сверхзвуковое течение набегающего потока на высоте 11 км. Проведён аэродинамический расчёт посредством пакета Fluent с использованием суперкомпьютера «Сергей Королёв». По полученным результатам расчёта проводится оценка аэродинамических характеристик летательного аппарата, значения давления за скачком уплотнения и сходимости решения для разных моделей турбулентности. Для верификации результатов расчёта осуществляется сравнение полученного значения давления за скачком уплотнения со значением давления по инженерной методике.

Летательный аппарат; вход в атмосферу; аэродинамика; сверхзвуковое течение; модель турбулентности; CFD.

Цитирование: Елисов Н.А., Ишков С.А., Шахов В.Г. Влияние моделей турбулентности на расчётные значения несущих свойств летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 39-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-39-46

При проектировании летательного аппарата (ЛА) важную роль играет расчёт аэродинамических характеристик. С развитием вычислительных мощностей стало возможным проводить расчёты с использованием уравнения Навье-Стокса, результаты решения которого являются более точными по сравнению с вычислениями по инженерным формулам.

В настоящее время решение уравнения Навье-Стокса реализовано во многих вычислительных специализированных пакетах, таких как Fluent, CFX и др. Непосредственное численное решение уравнения Навье-Стокса является довольно длительным по времени, а полученные результаты расчёта представляют собой большой объём информации. В связи с этим вычисления проводят по уравнению Навье-Стокса, осреднённого по Рейнольдсу (RANS).

Для решения уравнения Навье-Стокса, осреднённого по Рейнольдсу, его необходимо замкнуть моделью турбулентности. Наиболее широкое распространение в инже-

нерных расчётах получили модели, состоящие из двух уравнений (k - ε , k - ω), и модель с четырьмя уравнениями Transition Shear Stress Transport (SST).

Модель турбулентности k - ε представляет собой систему двух уравнений, в которых рассчитывается кинетическая энергия турбулентности k и скорость диссипации кинетической энергии ε . В данной модели используются пристеночные функции. Вследствие достаточно быстрой сходимости и относительно небольших требований к объёму оперативной памяти модель k - ε крайне популярна при решении широкого спектра задач. Однако стоит отметить, что она недостаточно точна при моделировании течений с положительным градиентом давления, струйных течений и течений в области с сильно искривлённой геометрией [1].

Модель турбулентности k - ω аналогична модели k - ε , однако вместо скорости диссипации кинетической энергии ε используется удельная скорость диссипации кинетической энергии ω . В данной модели тоже используются пристеночные функции. В связи с этим требования по объёму оперативной памяти такие же, как и в модели k - ε . Однако сходимость решения при использовании этой модели немного медленнее и существенно зависит от начального приближения. Использование модели k - ω даёт хорошие результаты в задачах, где модель k - ε недостаточно точна, например, при моделировании отрывных и струйных течений [2].

Модель турбулентности Transition SST представляет собой некий симбиоз k - ε и k - ω . При расчёте течения в свободном потоке используются уравнения модели k - ε , а в области около стенок – уравнения модели k - ω . Пристеночные функции не используются. Данная модель обеспечивает наиболее точные результаты при расчёте вблизи стенок. Стоит отметить, что уравнения модели SST не всегда быстро сходятся. Также стоит подчеркнуть, что затраты объёма оперативной памяти в разы выше, чем в моделях k - ε и k - ω [3].

В работе рассматривается сверхзвуковое течение со следующими параметрами: высота $H = 11$ км [4], число Маха $M = 2$, угол атаки $\alpha = 10^\circ$. Расчётная геометрия ЛА представлена на рис. 1.

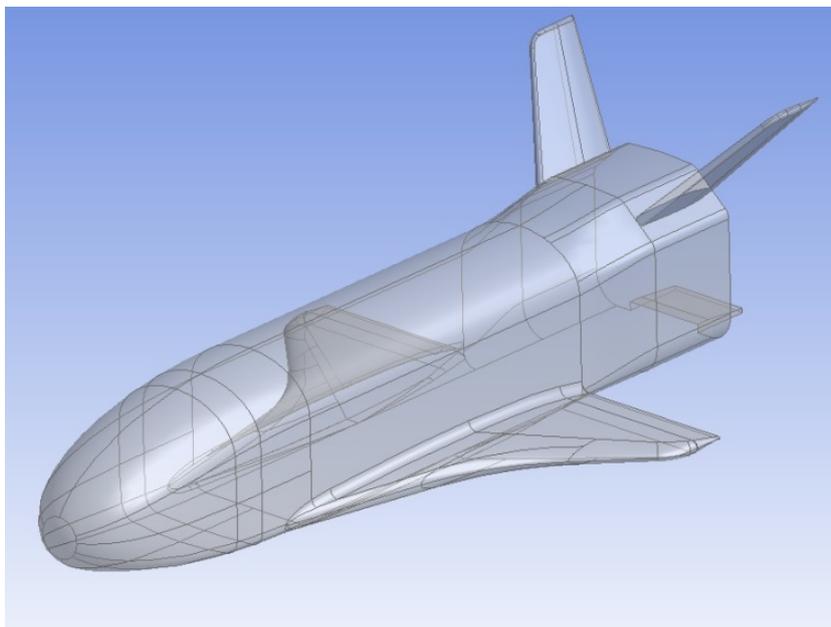


Рис. 1. Расчётная геометрия ЛА

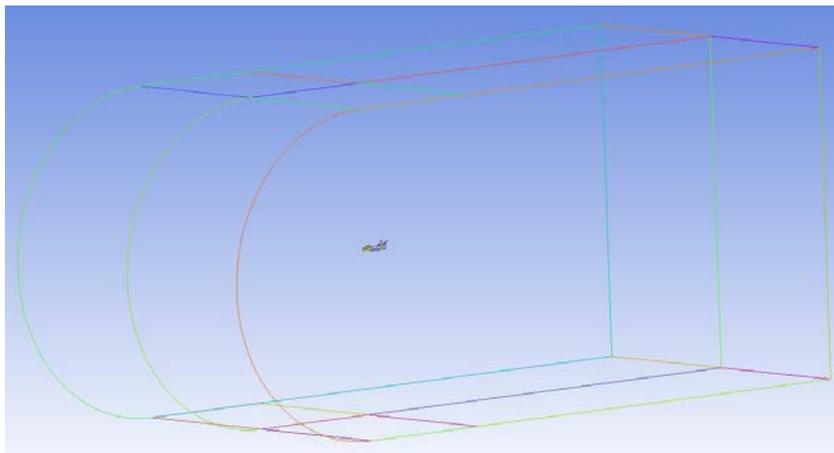


Рис. 2. Расчётная область

Расчётная область для проведения аэродинамического расчёта представлена на рис. 2.

Полуцилиндрическая форма, формирующая набегающий поток, выбрана из соображений возможности исследования аэродинамических характеристик летательного аппарата на больших значениях углов атаки. Область вокруг ЛА разделена набором плоскостей. Данный выбор обоснован простотой построения структурированной сетки.

Стоит отметить, что при увеличении числа Маха данная расчётная область становится неприемлемой ввиду того, что скорость набегающего потока на криволинейной части и параллельных стенках будет сильно различаться, что, в свою очередь, приведёт к ухудшению сходимости. В данном случае рекомендуется использовать расчётную область полусферической формы.

Для описания математической модели обтекания ЛА была построена структурированная гексагональная сетка с помощью генератора сетки ICEM CFD. Это связано с тем, что сверхзвуковое течение имеет ряд особенностей, связанных с возникновением скачка уплотнения. Стоит отметить, что структурированная сетка, в отличие от автоматически генерируемой, имеет более гибкую настройку, где присутствует настраивание толщины первого слоя у стенки. Регулирование толщины первого слоя у стенки играет значительную роль в корректном аэродинамическом расчёте.

Стоит также подчеркнуть, что такой тип сетки позволяет напрямую управлять её качеством. Расчётная структурированная сетка на поверхности ЛА представлена на рис. 3.

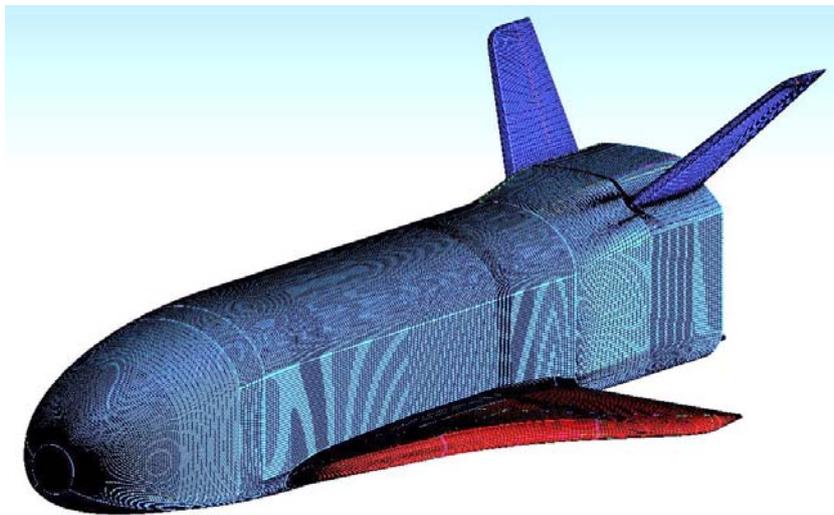


Рис. 3. Расчётная сетка на поверхности ЛА

Решение уравнения Навье-Стокса, осреднённого по Рейнольдсу, осуществляется методом контрольных объёмов [5] по построенной сетке с помощью вычислительного пакета Fluent.

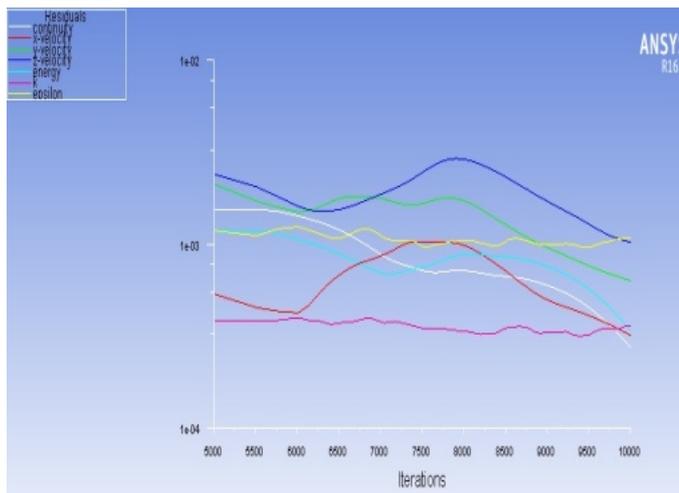
Решение задачи проводится с одинарной точностью в стационарной постановке с целью экономии расчётного времени. Расчёт производится для модели идеального газа, которая позволяет учитывать его сжимаемость на больших скоростях. Плотность газа автоматически вычисляется в зависимости от скорости набегающего потока и параметров атмосферы, таких как давление, температура и динамическая вязкость.

Для исследования влияния модели турбулентности на несущие свойства ЛА были выбраны следующие модели: $k-\varepsilon$ Realizable [6], $k-\omega$ SST [7] и Transition SST.

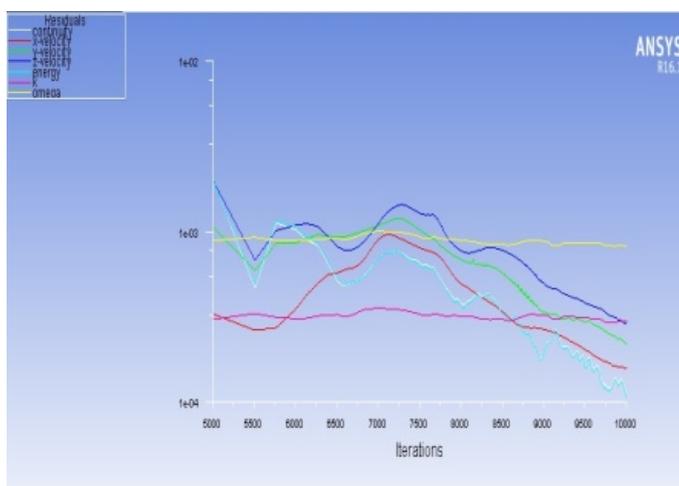
Для ускорения времени расчёта использовался суперкомпьютер Самарского университета «Сергей Королёв». Графики сходимости для различных моделей турбулентности представлены на рис. 4.

Как видно из рис. 4, невязки решения имеют достаточно хорошую сходимость, что свидетельствует о хорошем качестве построенной сетки. Модель турбулентности SST показывает более плавное решение уравнение Навье-Стокса по сравнению с моделями $k-\varepsilon$ и $k-\omega$.

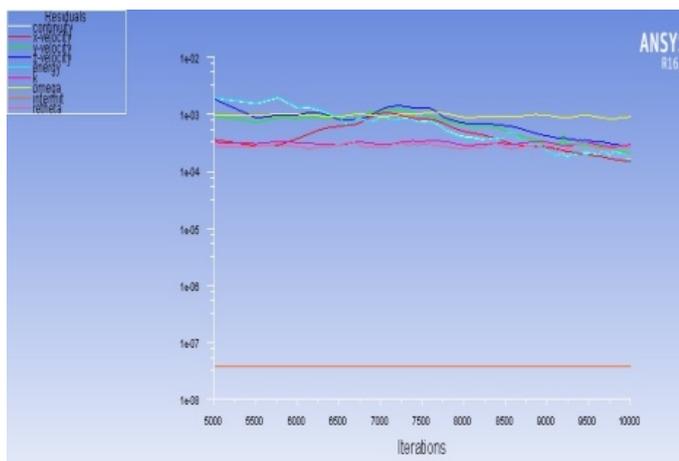
Стоит отметить, что сходимость решения не является главным критерием корректного расчёта. При вычислении аэродинамических характеристик ЛА адекватность рассчитанных сил характеризуется полученным значением y_+ , которое должно быть меньше 100. Величина y_+ зависит от толщины первого слоя у стенки ЛА. Значение y_+ для выбранных моделей турбулентности представлено на рис. 5.



а

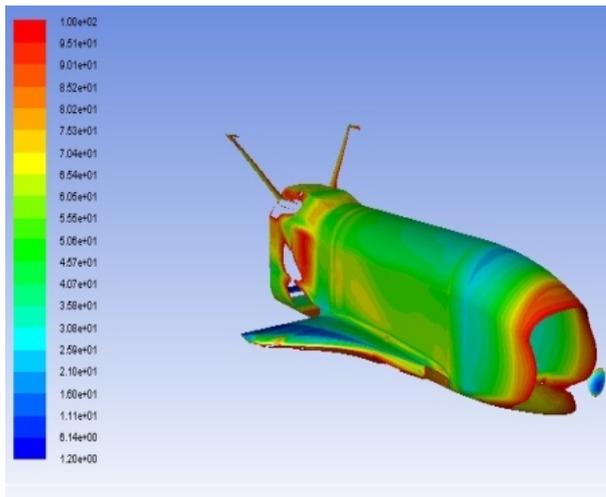


б

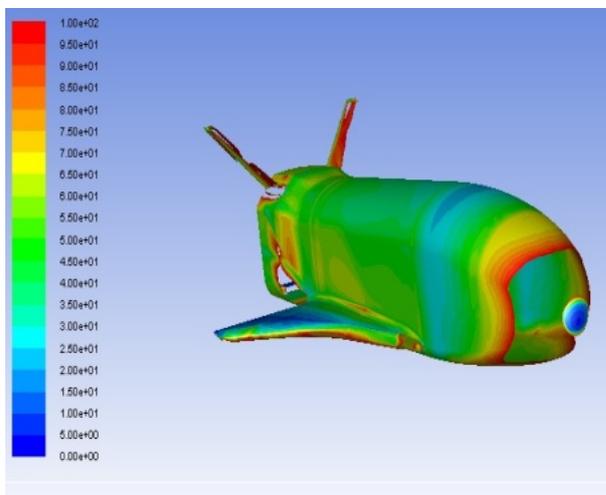


в

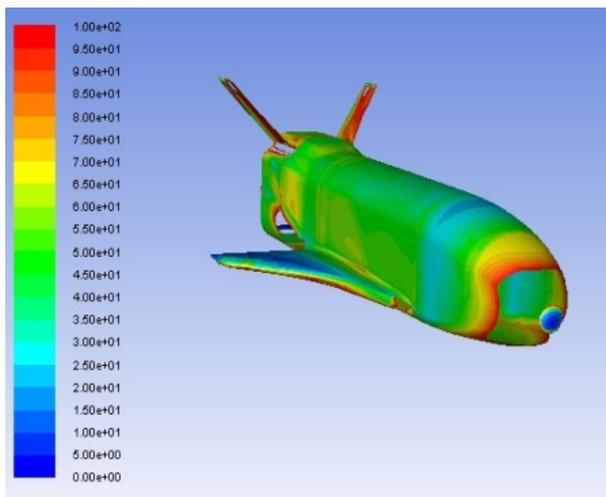
Рис. 4. Графики сходимости для выбранных моделей турбулентности: а – модель турбулентности $k-\varepsilon$; б – модель турбулентности $k-\omega$; в – модель турбулентности SST



а



б



в

Рис. 5. Значение y_+ для выбранных моделей турбулентности:
 а – модель турбулентности $k-\epsilon$;
 б – модель турбулентности $k-\omega$;
 в – модель турбулентности SST

Как видно из рис. 5, величина y_+ превышает в некоторых местах значение 100, что, в свою очередь, говорит о недостаточно малой толщине первого слоя у стенки. Ввиду того, что превышение требуемого диапазона незначительно, то этим можно пренебречь.

Стоит отметить, что при использовании модели турбулентности $k-\epsilon$ значение y_+ получилось выше по сравнению с $k-\omega$ и SST, что, в свою очередь, приведёт к завышению значений сил. Данное обстоятельство вызвано сложной геометрией исследуемого летательного аппарата.

Картины распределения давления на поверхности сечения крыла в плоскости, параллельной плоскости симметрии, представлены на рис. 6.

Картины распределения давления (рис. 6) указывают на то, что в модели турбулентности $k-\epsilon$ получилось заниженное значение давления перед носовой частью ЛА.

Давление в прямом скачке уплотнения можно определить следующим соотношением [8]:

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2k}{k+1}(M^2 - 1),$$

где p_1 – давление окружающей среды; p_2 – давление за скачком уплотнения; k – коэффициент адиабаты; M – число Маха.

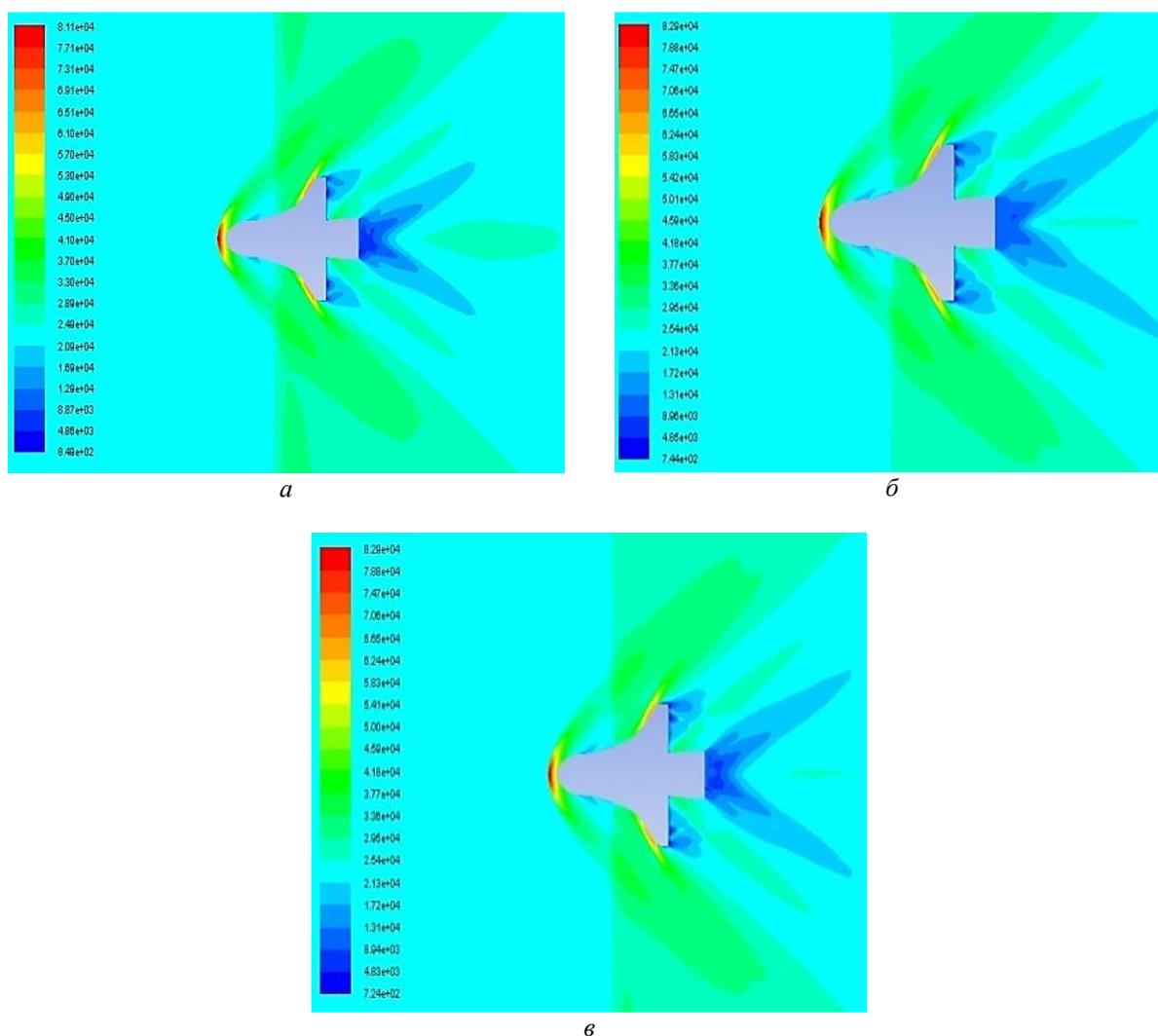


Рис. 6. Распределение давления: а – модель турбулентности $k-\varepsilon$; б – модель турбулентности $k-\omega$; в – модель турбулентности SST

Сравнение значений давления в прямом скачке уплотнения приведено в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение значений давления

Модель турбулентности	Давление в прямом скачке уплотнения, 10^5 Па
Инженерная формула	1,02
$k-\varepsilon$	0,92
$k-\omega$	0,95
SST	0,95

Как видно из табл. 1, модель турбулентности $k-\varepsilon$ показывает меньшее давление по сравнению с остальными моделями турбулентности.

Полученные в ходе расчёта силы необходимо пересчитать в скоростную систему координат по следующим соотношениям [8]:

$$X_a = X \cos \alpha + Y \sin \alpha,$$

$$Y_a = Y \cos \alpha - X \sin \alpha,$$

где X_a – сила лобового сопротивления; Y_a – подъёмная сила; X – продольная сила; Y – нормальная сила; α – угол атаки.

Аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления C_{xa} и подъёмной силы C_{ya} рассчитываются согласно [8]:

$$C_{xa} = \frac{X_a}{qS},$$

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{qS},$$

где $q = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}$ – скоростной напор набегающего потока; ρ_∞ – плотность воздуха на заданной высоте; V_∞ – скорость набегающего потока; S – площадь крыла.

Полученные аэродинамические коэффициенты ЛА при использовании различных моделей турбулентности приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты аэродинамического расчёта

Модель турбулентности	Коэффициент лобового сопротивления C_{xa}	Коэффициент подъёмной силы C_{ya}
$k-\varepsilon$	0,344	0,670
$k-\omega$	0,326	0,661
SST	0,328	0,660

Как видно из табл. 1, превышение значения y_+ в модели турбулентности $k-\varepsilon$ привело к завышению коэффициента лобового сопротивления. Отметим, что $k-\omega$ и SST показали практически идентичные результаты.

Таким образом, можно заключить, что при моделировании сверхзвукового течения в качестве модели турбулентности стоит выбирать $k-\omega$ или SST, т.к. они показали хорошее значение y_+ , которое характеризует корректность физического процесса при обтекании ЛА.

Библиографический список

1. Launder B.E., Spalding D.B. Lectures in Mathematical of Turbulence. London: Academic Press, 1972. 169 p.
2. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. California: DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
3. Menter F.R., Langtry R.B., Likkim S.R., Suzen Y.B., Huang P.G., Volker S. A correlation-based transition model using local variables: Part I – model formulation // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004. 2004. V. 4. P. 57-67. DOI: 10.1115/gt2004-53452
4. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 2004. 181 с.
5. Eymard R., Gallouët T.R., Herbin R. The finite volume method. Handbook of Numerical Analysis. V. VII. Amsterdam: Elsevier, 2000. P. 713-1020.
6. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A new k- ε eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows // Computers and Fluids. 1995. V. 24, Iss. 3. P. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-t
7. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
8. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1970. 904 с.

INFLUENCE OF TURBULENCE MODELS ON CALCULATED VALUES OF AIRCRAFT AERODYNAMIC PROPERTIES

© 2017

- N. A. Elisov** postgraduate student of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; mr07th@gmail.com
- S. A. Ishkov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ishkov@ssau.ru
- V. G. Shakhov** Candidate of Science(Engineering), Professor of the Department of Aircraft Design and Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; shakhov@ssau.ru

The paper considers one of the stages of atmospheric entry for aerospace craft. The aim is to investigate the influence of turbulence models on aircraft aerodynamics properties. To study the influence of a turbulence model on aircraft aerodynamic properties, the following models were chosen: k- ϵ Realizable, k- ω Shear Stress Transport and Transition Shear Stress Transport. The approach is to design a structured grid by means of ICFM CFD that allows solving a wide range of tasks, e.g. for supersonic flow. The paper investigates aircraft aerodynamic properties at an altitude of 11 km. The aerodynamics properties of aircraft were calculated for various turbulence models by means of a supercomputer "Sergey Korolyov". Based on the results of the calculation, aircraft aerodynamic characteristics, the values of post-shock pressure and convergence for different turbulence models were estimated. To verify the design results the value of the post-shock pressure is compared with the pressure value obtained by engineering practice.

Atmospheric entry; aircraft; aerodynamics; turbulence model; CFD; supersonic flow.

Citation: Elisov N.A., Ishkov S.A., Shakhov V.G. Influence of turbulence models on calculated values of aircraft aerodynamic properties. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 39-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-39-46

References

1. Launder B.E., Spalding D.B. Lectures in Mathematical of Turbulence. London: Academic Press, 1972. 169 p.
2. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. California: DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
3. Menter F.R., Langtry R.B., Likkim S.R., Suzen Y.B., Huang P.G., Volker S. A correlation-based transition model using local variables: Part I – model formulation. *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004*. 2004. V. 4. P. 57-67. DOI: 10.1115/gt2004-53452
4. GOST 4401-81 Standart atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 181 p. (In Russ.)
5. Eymard R., Gallouët T.R., Herbin R. The finite volume method. Handbook of Numerical Analysis. V. VII. Amsterdam: Elsevier, 2000. P. 713-1020.
6. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A new k- ϵ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows. *Computers and Fluids*. 1995. V. 24, Iss. 3. P. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-t
7. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
8. Loytsyanskiy L.G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1970. 904 p.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ МАЛОЙ МОЩНОСТИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2017

- Д. Л. Каргу** кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; dmitrii_kargu@mail.ru
- А. М. Безняков** кандидат технических наук, преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; bez-al@mail.ru
- А. В. Немиров** преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; nemirov-vka@yandex.ru
- Н. В. Радионов** доктор экономических наук, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; nv_vka@mail.ru
- Ю. А. Чудновский** кандидат технических наук, доцент кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург; chya_vka@mail.ru

Предложена методика выбора орбиты в целях получения на борту максимума электрической энергии за счёт движения космического аппарата, стабилизированного вращением, в магнитном поле Земли. Описаны особенности применения дополнительных источников энергии малой мощности для систем электроснабжения малых космических аппаратов. Предложен способ учёта сложной зависимости положения результирующей вектора магнитной индукции от пространственного положения космического аппарата для преобразования энергии магнитного поля Земли в электроэнергию.

Космический аппарат; система электроснабжения; электрогенерирующий контур; модель магнитного поля Земли; электродвижущая сила.

Цитирование: Каргу Д.Л., Безняков А.М., Немиров А.В., Радионов Н.В., Чудновский Ю.А. Особенности применения дополнительных источников энергии малой мощности в системе электроснабжения малого космического аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 47-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-47-54

Введение

Современная элементная база различных электронных и радиоэлектронных устройств, обладая миниатюрными размерами, низким энергопотреблением и при этом высокой производительностью, позволяет на их базе создавать космические аппараты (КА) существенно меньших размеров. Системы электроснабжения (СЭС) таких аппаратов используют структуру с разделёнными шинами и с последовательно-параллельным включением стабилизатора напряжения. Такая структура себя полностью оправдывает, когда в СЭС протекают большие токи и уровень энергопотребления может существенно меняться.

В малых, мини и нано КА для СЭС большие электрические нагрузки как правило отсутствуют, что означает снижение мощности всей СЭС. Системы электроснабжения

таких КА оперируют с мощностями в единицы и десятки Вт. При этом отпадает необходимость в мощных солнечных батареях, ёмких аккумуляторных батареях, аппаратуре регулирования и контроля с широким диапазоном регулирования. Поэтому появляется возможность использования дополнительных источников энергии малой мощности (ИММ), так как они соизмеримы по мощности с основной СЭС, обладают относительно малыми массогабаритными характеристиками и способны решать те же задачи в системе питания потребителей. Увеличение мощности СЭС для решения задач, сопряжённых с пиковым энергопотреблением, означает увеличение её массогабаритных показателей. При этом в обычном режиме энергопотребления избыток мощности будет не востребован. Использование накопителей электроэнергии, таких как электрические суперконденсаторы (ионисторы), позволяет решить задачи такого типа без значительного увеличения мощности всей СЭС и увеличения массогабаритных показателей всего КА, а использование источников малой мощности позволяет поддерживать такие накопители в готовности к применению без дополнительной нагрузки на основную СЭС [1].

Источники малой мощности на борту космического аппарата

В качестве ИММ на борту малого космического аппарата могут служить солнечные батареи отражённого от Земли солнечного света, лазерный фотоэлектрический преобразователь с концентратором светового излучения, коротковолновая антенна для приёма СВЧ радиоизлучения и преобразования его в электричество [2], генерирование электрической энергии за счёт вращения КА в магнитном поле Земли (МПЗ) [3; 4] и другие.

Особенностями функционирования ИММ является сложная зависимость выходной мощности и выходного напряжения от времени и положения КА на орбите. В случае преобразования энергии МПЗ это связано с положением и ориентацией КА относительно магнитных полюсов Земли. Кроме того, величина индукции МПЗ с высотой существенно уменьшается, и на высоких орбитах преобразование энергии магнитного поля нецелесообразно.

Рассмотрим более подробно получение электроэнергии от МПЗ. Во время движения по орбите КА или отдельные его части могут вращаться, что обусловлено задачей стабилизации в пространстве либо конструктивными особенностями. Электрогенерирующий контур (ЭГК) – ИММ конструктивно представляет собой катушку или соленоид. При этом он жёстко привязан соответственно либо к корпусу КА, либо к его вращающейся части. При вращении генерирующий контур пересекает линии индукции МПЗ, в результате чего по закону электромагнитной индукции в ЭГК наводится мгновенная ЭДС:

$$e_i = -\frac{d(BS_e N_c \cos \omega t)}{dt} = BS_e N_c \omega \sin \omega t, \quad (1)$$

где B – индукция МПЗ; S_e - площадь поперечного сечения ЭГК; N_c - количество витков в контуре; ω - угловая частота вращения.

При замыкании генерирующего контура на нагрузку в цепи «потребитель–генерирующий контур» протекает ток. Средняя электрическая мощность генерирующего контура определяется выражением

$$P_{cp} = \frac{E^2}{R_c}, \quad (2)$$

где E – действующее значение электродвижущей силы; R_c – сопротивление генерирующего контура [5]. Таким образом, кинетическая энергия, сообщаемая КА, в совокупности с энергией МПЗ преобразуется в электрическую энергию. Чем выше момент закрутки КА, тем больше будет наводимая в генерирующем контуре ЭДС, тем выше будет его мощность.

Модель магнитного поля Земли

Для расчёта электродвижущей силы и мощности ЭГК необходимо знать параметры вектора магнитной индукции в любой точке орбиты КА. К настоящему моменту в результате успешных запусков космических аппаратов получен большой экспериментальный материал, который позволяет дать достаточно полную картину МПЗ и создать его точные математические модели. Современные модели геомагнитного поля позволяют с высокой точностью рассчитывать индукцию на высотах до 18 000 – 20 000 км от поверхности Земли, однако выше МПЗ слабеет и более существенным становится влияние солнечного ветра. Это приводит к необходимости использования высотных моделей магнитосферы Земли, учитывающих случайные возмущения, вызванные солнечной активностью.

В результате анализа всех измерений МПЗ с использованием наземной, воздушной и космической съёмки были получены и постоянно уточняются его математические модели IGRF, WMM, высотные модели Цыганенко Н.А. и Алексеева И.И. [5], а также модель ГОСТ 25645.126-85 [6].

Для расчёта составляющих вектора индукции вдоль орбиты низкоорбитального малого КА, стабилизированного вращением, целесообразно использовать международную модель главного поля IGRF или модель ГОСТ 25645.126-85 с коэффициентами на текущий год. Эти модели актуальные, достаточно точные и простые в реализации на вычислительной технике.

Выбор параметров орбиты малого КА, стабилизированного вращением, с учётом принятой модели МПЗ

Действующие на территории России космодромы, такие как Плесецк, Капустин Яр, Восточный способны выводить на орбиту КА в диапазоне наклонений от 48,4 – 138,5 градусов. Наиболее часто используемым космодром в гражданских целях является космодром Байконур с диапазоном наклонений орбит 50 – 99 градусов. Поэтому именно этот космодром был выбран для проведения исследования по поиску наилучшего наклонения орбиты для запуска малого КА, стабилизированного вращением, в зависимости от максимальной суммы магнитной индукции в каждой точке орбиты.

Для расчёта составляющих вектора индукции вдоль каждой орбиты, взятой с наклонением из 50 – 99 градусов с шагом в один градус (рис. 1), использовалась международная модель главного поля IGRF с коэффициентами на текущий год [7]. В результате расчётов наилучшей оказалась орбита с наклонением 96 градусов (рис. 2) со средней магнитной индукцией за виток $B = 37091$ нТл.

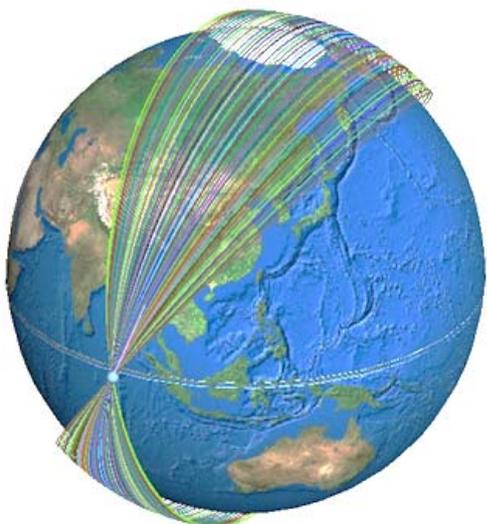


Рис. 1. Доступные наклонения орбит КА, запускаемых с территории РФ



Рис. 2. Орбита с максимальной индукцией МПЗ

Результаты расчётов орбит приведены на рис. 3. График зависимости магнитной индукции от угловой дальности начального положения на наилучшей орбите КА представлен на рис. 4.

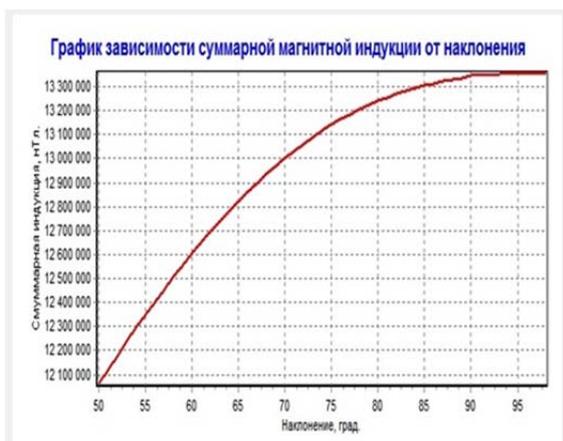


Рис. 3. Зависимость индукции МПЗ от наклонения орбиты



Рис. 4. Зависимость индукции МПЗ на орбите

Для эффективного преобразования энергии магнитного поля Земли в электроэнергию с учётом сложной зависимости величины индукции от пространственного положения целесообразно использовать три электрогенерирующих контура, расположенных в трёх ортогональных плоскостях. Таким образом достигается максимальное изменение магнитного потока через витки контура. Однако ЭДС от положения на орбите в каждом контуре будет изменяться по своему закону в соответствии с составляющими модуля индукции МПЗ. Суммарная максимальная мощность трёх ЭГК будет пропорциональна модулю МПЗ. Используя математические модели МПЗ [5; 6], можно определить характер изменения модуля B и составляющих B_x , B_y и B_z МПЗ. Для наилучшей орбиты с максимальными значениями индукции МПЗ (наклонение 96° и высота 500 км) составляющие МПЗ на одном витке показаны на рис. 5. Индукция МПЗ существенно убывает с высотой, что необходимо учитывать при расчёте мощности ЭГК. Зависимость вектора индукции МПЗ от высоты показана на рис. 6 (для точки с широтой 45° и долготой 45°).

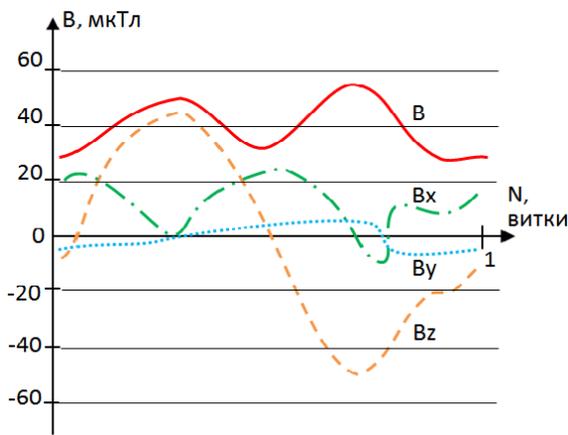


Рис. 5. Модуль и составляющие МПЗ на низкой орбите

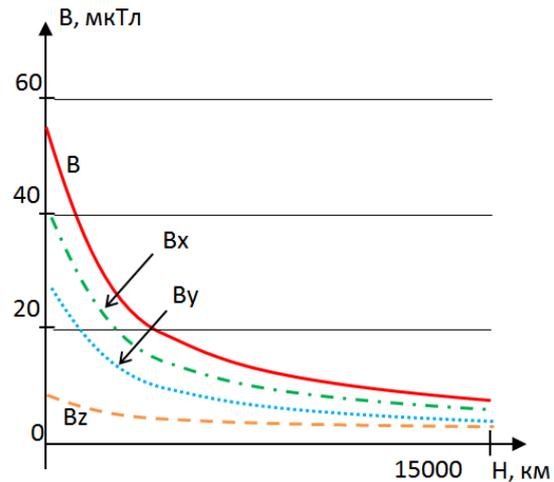


Рис. 6. Модуль и составляющие МПЗ в зависимости от высоты

Расчёт ЭДС и мощности ЭГК производится по формулам (1) и (2). Расчёт вектора индукции МПЗ производится по модели IGRF [5]. Величинами, не изменяющимися в процессе полёта, являются число витков, площадь и сопротивление ЭГК. Угловая частота вращения КА со временем будет уменьшаться, в том числе и в результате преобразования энергии МПЗ. Однако для малых аппаратов с небольшим сроком активного существования этим уменьшением можно пренебречь.

Моделирование электрогенерирующего контура

Для моделирования витков ЭГК с учётом формулы (1) необходимо рассчитать площадь S_g поперечного сечения генерирующего контура и количество витков в контуре N_c . Целесообразно заменить многовитковый контур эквивалентным витком и считать его источником ЭДС с известным внутренним сопротивлением. ЭДС рассчитывается по модели МПЗ, внутреннее сопротивление рассчитывается с учётом длины и материала проводника, площадь поперечного сечения проводника определяется из величины максимального тока.

Чтобы учесть особенности реализации ЭГК в виде трёх ортогональных катушек на борту КА, стабилизированного вращением, необходимо представление электрической части контура в виде трёх независимых генерирующих контуров. Кроме того, необходимо учесть, что полярность напряжения на выходе ЭГК может изменяться в зависимости от участка орбиты и поэтому на выходе контуров необходимо установить отдельный выпрямитель.

Для определения доступной мощности ЭГК необходимо задаться параметрами промежуточного накопителя электроэнергии – суперконденсатора (ионистора) – его напряжением, ёмкостью (исходными данными являются параметры ЭГК, мощность СЭС КА) и циклограммой энергопотребления КА (пиковой мощностью потребителей).

Особенностью генерирования электроэнергии ЭГК является сложная зависимость ЭДС и электрической мощности от времени и поэтому накопитель должен работать в широком диапазоне входных напряжений и мощностей. Изменение напряжения в процессе заряда ионистора накопителя не позволит полностью их зарядить. Поэтому в состав накопителя необходимо включать устройство для стабилизации зарядного напряжения – первичный повышающий преобразователь.

Особенностью ионисторов также является малое напряжение каждого элемента, которое при его разряде быстро уменьшается. Поэтому для получения напряжения,

пригодного для питания потребителей на борту малого КА, необходимо напряжение на выходе ионистора повышать и стабилизировать, т.е. устанавливать вторичный повышающий преобразователь.

Таким образом, для полноценного использования энергии от ЭГК необходимо использовать промежуточные звенья (рис. 7):

1. Выпрямитель.
2. Первичный повышающий стабилизированный преобразователь напряжения – первичный конвертор.
3. Промежуточный накопитель энергии – суперконденсатор (ионистор).
4. Вторичный повышающий стабилизированный преобразователь напряжения – вторичный конвертор.



Рис. 7. Принципиальная схема ЭГК

Малые мощности ИММ ограничивают применение известных схемотехнических решений таких устройств из-за электрических потерь на их внутреннем сопротивлении. Решением являются интегрированные схемотехнические решения, реализующие в одном контроллере функции контроля, стабилизации и преобразования напряжения от нестабильного источника малой мощности. Примером подобного комбинированного устройства может служить контроллер МАХ17710 фирмы МАХІМ [9].

Заключение

Таким образом, особенностями применения дополнительных источников электрической энергии малой мощности на борту малых КА являются:

- малые массогабаритные характеристики;
- непрерывное генерирование электрической энергии;
- необходимость исследования целевой орбиты КА на возможность получения максимальной электрической мощности ЭГК;
- необходимость использования промежуточного накопителя энергии со специализированным зарядно-разрядным контроллером;
- возможность расширения специфических задач, связанных с импульсным энергопотреблением.

Библиографический список

1. Каргу Д.Л., Стеганов Г.Б., Петренко В.И., Власов В.А., Ратушняк А.И., Маленин Е.Н., Радионов Н.В. Системы электроснабжения космических аппаратов и ракет-носителей: уч. пособие. СПб.: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2013. 116 с.
2. Каргу Д.Л., Безняков А.М. Комбинированный накопитель электрической энергии: заявка на изобретение № 2017100117 от 09.01.2017.
3. Безняков А.М., Каргу Д.Л., Кузнецов В.А., Комаров П.А., Овсянников А.Е. Система электроснабжения космического аппарата: патент РФ № 2598862; опублик. 27.09.2016; бюл. № 27.

4. Каргу Д.Л., Безняков А.М., Немиров А.В. Система электроснабжения космического аппарата с использованием дополнительных источников энергии малой мощности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 17-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-17-24
5. Чилин Ю.Н. Моделирование и оптимизация в энергетических системах. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 1995. 277 с.
6. Magnetospheric Field Models.
http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/magnetos_index.html
7. ГОСТ 25645.126-85. Поле геомагнитное. Модель поля внутриземных источников. М.: Издательство стандартов, 1990. 23 с.
8. ГОСТ 25645.127-85. Магнитосфера Земли. Модель магнитного поля магнитосферных токов. М.: Издательство стандартов, 1990. 11 с.
9. Аналоговый мир Maxim. Новые микросхемы. Выпуск 2. Maxim Integrated Products, 2013. 64 с.

PECULIARITIES OF USING ADDITIONAL LOW-POWER ENERGY SOURCES IN THE POWER SUPPLY SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT

© 2017

- D. L. Kargu** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; dmitrii_kargu@mail.ru
- A. M. Beznyakov** Candidate of Science (Engineering), lecturer of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Aircraft; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; bez-al@mail.ru
- A. V. Nemirov** lecturer of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; nemirov-vka@yandex.ru
- N. V. Radionov** Doctor of Economics, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; rv_vka@mail.ru
- Yu. A. Chudnovsky** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Airborne Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles; A.F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russian Federation; chya_vka@mail.ru

We propose a method of selecting the orbit for spin-stabilized spacecraft in order to obtain maximum electric energy on board due to the spacecraft motion in the earth magnetic field. The article describes the peculiarities of using additional low-power energy sources for power supply systems of small space vehicles. A method is proposed for taking into account the complex dependence of the position of the resultant magnetic induction vector on the spatial attitude of the spacecraft for converting the energy of the earth magnetic field into electric power.

Spacecraft; power supply system; generating circuit; model of the earth magnetic field; electromotive force.

Citation: Kargu D.L., Beznyakov A.M., Nemirov A.V., Radionov N.V., Chudnovsky Yu.A. Peculiarities of using additional low-power energy sources in the power supply system of small spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 47-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-47-54

References

1. Kargu L., Steganov G.B., Petrenko V.I., Vlasov V.A., Ratushnyak A.I., Malenin E.N., Radionov N.V. *Sistemy elektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov i raket-nositeley: uch. posobie* [Systems of power supply for spacecraft and carrier rockets: study guide]. Saint-Petersburg: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2013. 116 p.
2. Kargu D.L., Beznyakov A.M. *Kombinirovannyi nakopitel' elektricheskoy energii* [Hybrid energy storage unit for electrical energy: Application for invention]. Application for a discovery no. 2017100117 dated 09.01.2017.
3. Beznyakov A.M., Kargu D.L., Kuznetsov V.A., Komarov P.A., Ovsyannikov A.E. *Sistema elektrosnabzheniya kosmicheskogo apparata* [Spacecraft power supply system]. Patent RF, no. 2598862, 2016. (Publ. 27.09.2016, bull. no. 27).
4. Kargu D.L., Beznyakov A.M., Nemirov A.V. Spacecraft power supply system using additional low-power sources of energy. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 17-24. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-17-24
5. Chilin Yu.N. *Modelirovanie i optimizatsiya v energeticheskikh sistemakh* [Modelling and optimization in power systems]. Saint-Petersburg: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 1995. 277 p.
6. Magnetospheric Field Models. Available at: http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/magnetos_index.html
7. GOST 25645.126-85. Geomagnetic field. Magnetic field model of infernal originals. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 23 p. (In Russ.)
8. GOST 25645.127-85. Earth's magnetosphere. Magnetic field model of magnetospheric currents. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 11 p. (In Russ.)
9. *Analogovyy mir Maxim. Novye mikroskhemy. Vyp. 2* [Analog world of Maxim. Novel microcircuits. Iss. 2]. Maxim Integrated Products, 2013. 64 p.

ОЦЕНКА ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПЕРЕВОЗОК В АЭРОВОКЗАЛЕ РЕГИОНАЛЬНОГО АЭРОПОРТА

© 2017

И. В. Кольцов старший преподаватель кафедры организации и управления перевозками на транспорте;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kolt2721@gmail.com

В. А. Романенко кандидат технических наук, доцент кафедры организации и управления перевозками на транспорте;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
vla_rom@mail.ru

Рассмотрена система обслуживания перевозок в аэровокзале регионального аэропорта, предназначенная для выполнения технологических операций, связанных с регистрацией вылетающих пассажиров и обработкой их багажа. Предложен комплекс показателей функциональной эффективности системы, включающий количественные характеристики производительности, надёжности и качества обслуживания, доступные для определения широко используемыми методами математического моделирования, в первую очередь имитационного. Приведены результаты оценки эффективности модельной системы, близкой по характеристикам к современным системам отечественных региональных аэропортов.

Региональный аэропорт; система обработки багажа; показатели эффективности системы; имитационная модель.

Цитирование: Кольцов И.В., Романенко В.А. Оценка функциональной эффективности системы обслуживания перевозок в аэровокзале регионального аэропорта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 55-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-55-64

Введение

Современные тенденции развития авиатранспортной отрасли РФ, выраженные в неустойчивом, но порой бурном росте пассажиропотоков, повышении доли международных перевозок, обострении конкуренции, стремлении обеспечить международный уровень качества обслуживания перевозок, обуславливают актуальность проблемы повышения производительности технологических комплексов отечественных региональных аэропортов, одним из действенных подходов к разрешению которой является их оснащение современными высокопроизводительными техническими средствами и системами. Следование данному, весьма затратному, подходу предполагает выполнение предварительного технико-экономического анализа с целью выбора оптимального варианта внедряемого оборудования, что требует наличия совокупности показателей, позволяющих сравнивать эффективность рассматриваемых вариантов. Поскольку для оценки целесообразности внедрения системы в условиях определённого аэропорта может потребоваться имитационное моделирование, то в качестве показателей эффективности должны использоваться такие характеристики системы, которые могут быть определены указанным методом.

Рассматривается вопрос формирования комплекса показателей эффективности системы обслуживания вылетающих пассажиров и обработки их багажа в аэровокзале большого регионального аэропорта, под которым понимается аэропорт крупного областного или курортного центра с пассажиропотоком 1,5 – 5,0 млн пасс. Исследуемая

система подразделяется на подсистему обслуживания пассажиров на этапе регистрации и оформления багажа к перевозке и подсистему переработки вылетающего багажа, элементами которых являются технические средства и персонал, выполняющие соответствующие технологические операции. Технологическое «ядро» второй из подсистем составляет система обработки багажа (СОБ), характеристики которой определяющим образом влияют на возможности всей аэровокзальной системы обслуживания. Следует отметить, что последние годы ознаменовались вводом в эксплуатацию СОБ в целом ряде российских аэропортов – как столичных, так и региональных. Имеется ряд публикаций, посвящённых анализу, моделированию и оптимизации функционирования СОБ [1–3], а также построению их аналитических и полуаналитических моделей [4;5]. Однако обычно исследуются масштабные высокопроизводительные автоматические СОБ крупных аэропортов, либо, если рассматривается СОБ аэропорта среднего масштаба, то не уделяется внимание использованию целостного комплекса показателей эффективности СОБ как компонента аэровокзальной системы обслуживания. Таким образом, тема статьи представляется актуальной.

Функции и структура системы аэровокзального обслуживания вылетающих пассажиров регионального аэропорта

Исследуемая система предназначена для реализации следующих функций, призванных обеспечить безопасность и регулярность перевозок:

- 1) регистрация вылетающих пассажиров;
- 2) оформление, приём и ввод в СОБ с маркировкой и взвешиванием багажа вылетающих пассажиров на этапе регистрации;
- 3) доставка багажа в помещения досмотра и комплектации;
- 4) досмотр зарегистрированного багажа персоналом службы авиационной безопасности (САБ) с использованием рентгено-телевизионных аппаратов (интроскопов);
- 5) повторный досмотр с визуальным контролем персоналом САБ подозрительного багажа для исключения возможности погрузки на воздушное судно (ВС) багажа, содержащего запрещённые к перевозке объекты;
- 6) комплектование багажа по рейсам с погрузкой его в контейнеры или перронные средства транспортировки багажа.

Специфика системы, обусловленная её принадлежностью региональному аэропорту, проявляется в отсутствии необходимости исполнения целого ряда функций, связанных с обслуживанием большой доли трансферных пассажиров; обработкой и хранением многочисленного багажа, сданного заранее на рейсы, на которые комплектование ещё не началось; проведением высокопроизводительного многостадийного досмотра с использованием автоматической досмотровой аппаратуры и высокоскоростных средств транспортировки и сортировки багажа и др.

Функциональные особенности рассматриваемой системы находят отражение в особенностях конструкции входящей в её состав СОБ, используемой для осуществления пяти последних функций из приведённого выше перечня. Для обработки багажа в региональном аэропорту считаются достаточными возможности ленточных конвейеров, обеспечивающих скорость перемещения багажа до 1 м/с. Не только комплектование, но и сортировка багажа выполняется вручную с использованием пластинчатых конвейеров замкнутого контура – «комплектовочных каруселей». Досмотр выполняется не более чем в два этапа (стадии), на первом из которых используется типовое досмотровое оборудование (интроскопы), предполагающее участие человека-оператора.

Всё разнообразие индивидуальных решений современных конвейерных СОБ региональных аэропортов может быть сведено к типовой схеме, представленной на рис.1. Процесс обработки места багажа (МБ), сдаваемого пассажиром под ответственность

перевозчика, начинается взвешиванием и маркировкой у стойки регистрации st и продолжается перемещением на коллекторный конвейер c , служащий для приёма багажа, который поступает с нескольких (N) стоек регистрации. Любую стойку регистрации st_i ($i = 1, \dots, N$) связывает с коллекторным отводящий конвейер d_i и взвешивающий/маркировочный конвейер w_i , на который МБ помещается самим пассажиром при регистрации. Преодолев коллекторный и расположенный далее по направлению движения подводящий к интроскопу транспортный конвейер t' , МБ перемещается на конвейер досмотрового аппарата b . Если в течение времени движения МБ по конвейеру интроскопа b оператор не успевает принять решение о возможности перевозки МБ и, соответственно, не подаёт каких-либо управляющих сигналов, то при приближении МБ к концу ленты интроскопа её движение прекращается. После подачи оператором сигнала движение возобновляется, МБ перемещается на реверсивный конвейер r , способный менять направление движения ленты на противоположное, и, в зависимости от поданного оператором сигнала, МБ либо продолжает движение в зону комплектации по отводящему транспортному конвейеру t'' , либо выводится из потока для проведения досмотра со вскрытием и визуальным контролем. При «снятии подозрения» с повторно досмотренного МБ предусматривается возможность его ввода в СОБ для завершения обработки. Багаж, доставленный транспортным конвейером t'' на комплекточный конвейер s , принимается грузчиками и распределяется по багажным контейнерам или перронным тележкам, в чём и состоит комплектация. Для повышения пропускной способности СОБ возможен монтаж нескольких линий обработки багажа, подобных описанной выше, как связанных между собой, так и независимых.

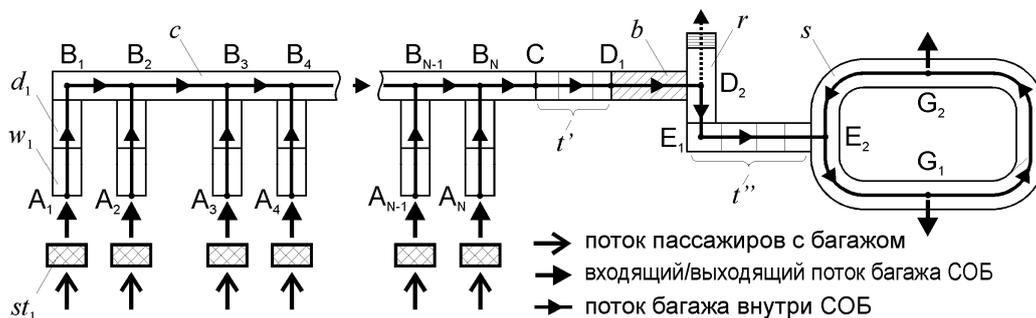


Рис. 1. Структурная схема СОБ, совмещённая с ориентированным графом потоков багажа

Компонентом СОБ является система управления, предназначенная для автоматической реализации алгоритмов управления потоками МБ с использованием системы фотодатчиков и так называемых виртуальных ячеек. Система управления в момент поступления в СОБ каждого МБ программно создаёт в памяти управляющей ЭВМ виртуальную ячейку, в пределах которой на ленте конвейера находится МБ, и следит за движением по конвейерам, исключая опасность столкновения МБ при перемещении.

Случайный характер поступающего потока багажа и процессов его обработки в СОБ приводит к возникновению ситуаций остановки лент конвейеров, не являющихся штатными и позволяющих обеспечить как сохранность багажа и оборудования СОБ, так и приемлемые с точки зрения персонала затраты времени на обработку багажа. Остановка конвейера происходит в случае, если достигшее его конца МБ не может быть перемещено на следующий по направлению движения конвейер, где требуемое место оказывается занятым другим МБ. Остановка одного конвейера может служить причиной остановки другого, предшествующего ему по направлению движения потока багажа, конвейера. Таким образом, длительные задержки в движении багажа на одном

из конвейеров могут привести к остановке ряда конвейеров, а в особо неблагоприятных случаях стать причиной блокировки всей досмотровой линии.

В случае штатной работы элементов СОБ задержки в движении багажа, вызывающие остановки конвейеров, могут возникать при досмотре первой стадии, выполнение которого требует случайных затрат времени и сопряжено с остановками ленты конвейера интроскопа b , способными вызвать остановки также транспортного t' и коллекторного c конвейеров.

Источниками задержек являются также пункты слияния потоков багажа, где к потоку, следующему по одному из конвейеров (главному), добавляется поток, поступающий с примыкающего к главному (второстепенного) конвейера. В указанном смысле коллекторный конвейер c выступает в роли главного по отношению к отводящим конвейерам d_i ($i = 2, \dots, N$), а сортировочный s – по отношению к транспортному t'' .

Остановки в движении багажа в СОБ могут стать причиной задержек в обслуживании пассажиров. При значительной загрузке коллекторного конвейера c багаж, введенный ранее в СОБ и находящийся на отводящем d_i и взвешивающем/маркировочном w_i конвейерах i -го места регистрации, может длительное время ожидать перевода на коллекторный конвейер, не давая возможности пассажирам представить для обработки другие МБ, что приводит к задержкам в обслуживании и очередям пассажиров на регистрации.

Из-за особенностей планировки аэровокзала, а также с целью сокращения потерь времени на остановки МБ в СОБ, конвейеры могут компоноваться из нескольких секций, представляющих собой отдельные ленточные конвейеры. Благодаря этому кратковременная остановка одной или нескольких секций не сказывается на движении потока багажа на секциях, предшествующих остановившимся. По указанным соображениям транспортные конвейеры t' и t'' выполняются состоящими из нескольких (соответственно N' и N'') секций, а у каждой из стоек регистрации устанавливаются по два конвейера (w_i, d_i) или большее их число.

Показатели функциональной эффективности системы аэровокзального обслуживания вылетающих пассажиров регионального аэропорта

Функциональная эффективность системы аэровокзального обслуживания пассажиров рассматривается как её свойство выполнять установленное обслуживание заданного потока вылетающих пассажиров с багажом при соблюдении определённых требований по качеству обслуживания и целевой надёжности. Эффективность системы оценивается целым рядом показателей, каждый из которых представляет собой числовую характеристику системы, позволяющую оценить степень пригодности системы к выполнению поставленных перед ней задач с учётом стохастичности протекающих в системе процессов [6].

Все показатели функциональной эффективности рассматриваемой системы разбиты на три группы, первую из которых составляют показатели производительности, включающие количественные характеристики результатов выполнения системой заданных функций; вторую – показатели качества обслуживания поступивших в систему заявок, понимаемые как количественные характеристики процесса выполнения заданных функций; третью – показатели целевой надёжности, рассматриваемые как вероятности выполнения СОБ заданных функций и соблюдения заданного качества обслуживания при условии безотказного функционирования всех её элементов. Для согласования разнородных тенденций в характере работы системы используются показатели эффективности, содержащие ограничивающие условия. Предлагаемый комплекс

показателей приведён ниже. При его описании использованы обозначения: T^H – случайное время пребывания пассажира на регистрации, включающее время ожидания обслуживания и время обслуживания; T^B – случайное время обработки МБ в терминале – промежуток времени от момента помещения пассажиром МБ на ленту взвешивающего/маркировочного конвейера СОБ до момента помещения МБ в багажный контейнер или на перронную тележку в зоне комплектования багажа.

Группа показателей качества обслуживания включает:

- среднее время пребывания пассажира на регистрации:

$$\bar{T}^H = M[T^H];$$

- среднее время обработки МБ в терминале:

$$\bar{T}^B = M[T^B];$$

- гарантированное с заданной вероятностью π^H время $t_{\pi^H}^{HH}$ пребывания пассажира на регистрации:

$$t_{\pi^H}^{HH} = \min\{t \in \mathbf{R}^+ : P(T^H \leq t) \geq \pi^H\};$$

- гарантированное с заданной вероятностью π^B время $t_{\pi^B}^{BH}$ обработки МБ в терминале:

$$t_{\pi^B}^{BH} = \min\{t \in \mathbf{R}^+ : P(T^B \leq t) \geq \pi^B\}.$$

В состав группы показателей целевой надёжности входят:

- вероятность бесперебойной P^H работы. При определении P^H под сбоем понимается ситуация остановки коллекторного конвейера, вызванной остановками последующих по ходу движения багажа конвейеров, когда ввод МБ в СОБ невозможен;

- вероятность $P_{\tau^H}^H$ соблюдения заданного максимального времени τ^H пребывания пассажира на регистрации:

$$P_{\tau^H}^H = P(T^H \leq \tau^H);$$

- вероятность $P_{\tau^B}^B$ соблюдения заданного максимального времени τ^B обработки МБ в терминале:

$$P_{\tau^B}^B = P(T^B \leq \tau^B).$$

Как следует из приведённых определений, показатели $t_{\pi^H}^{HH}, t_{\pi^B}^{BH}, P_{\tau^H}^H, P_{\tau^B}^B$ являются показателями с ограничивающими условиями. Причём показатели $t_{\pi^H}^{HH}$ и $P_{\tau^H}^H$ являются взаимозаменяемыми: в зависимости от того, какой параметр, π^H или τ^H , задан, используется показатель $t_{\pi^H}^{HH}$ или $P_{\tau^H}^H$ соответственно. Аналогичный подход справедлив и в отношении пары показателей $t_{\pi^B}^{BH}$ и $P_{\tau^B}^B$. Сочетание ограничительных условий и их параметры задаются с учётом норм, установленных стандартами качества конкретного аэропорта.

Для оценки производительности системы используется единственный показатель – пропускная способность S , определяемая как максимальная интенсивность пассажиропотока, которую может обслужить система с приемлемыми уровнями качества обслуживания и целевой надёжности. В зависимости от заданного набора ограничивающих условий выражение для определения пропускной способности может быть представлено в одном из следующих вариантов.

При заданных ограничениях на средние значения показателей качества обслуживания и целевой надёжности величина S определяется как

$$S = \max\{\lambda \in \mathbf{R}^+ : \bar{T}^H \leq \tau^H, \bar{T}^B \leq \tau^B, P^H \geq \pi^H\}.$$

Если заданы ограничения на квантильные значения названных показателей, то

$$S = \max\{\lambda \in \mathbf{R}^+ : t_{\pi^H}^{PI} \leq \tau^H, t_{\pi^B}^{BG} \leq \tau^B, P^H \geq \pi^H\}. \quad (1)$$

При заданных ограничениях на вероятности соблюдения установленных уровней качества обслуживания и целевой надёжности

$$S = \max\{\lambda \in \mathbf{R}^+ : P_{\tau^H}^H \geq \pi^H, P_{\tau^B}^B \geq \pi^B, P^H \geq \pi^H\}. \quad (2)$$

Сравнение выражений (1) и (2) говорит об их равнозначности, поскольку все входящие в (1) неравенства совпадают с неравенствами, входящими в (2), по смыслу, а некоторые из неравенств – и по форме.

Примеры оценки функциональной эффективности модельной системы

Для определения показателей функциональной эффективности системы обслуживания перевозок использована имитационная дискретно-событийная модель, реализованная на базе программного обеспечения имитационного моделирования AnyLogic 6 University. Модельная система характеризуется следующими параметрами: $N = 6$, $N' = 3$, $N'' = 13$. Предполагается, что в неё поступает поток пассажиров интенсивностью λ , обладающий свойствами стационарности и отсутствия последствия, но неординарности из-за того, что пассажиры прибывают на регистрацию не только поодиночке, но и группами. Преобразовать поток в ординарный позволяет предположение о том, что группа совместно проходящих регистрацию пассажиров может рассматриваться в качестве отдельной заявки на обслуживание. В этом случае поток, образованный такими группами и одиночными пассажирами, удовлетворяющий всем необходимым требованиям, может считаться простейшим с интенсивностью $(\lambda \cdot k_r)$, где k_r – коэффициент, учитывающий групповой характер поступления пассажиров ($k_r \leq 1$). Заявки (одиночные пассажиры, либо группы совместно проходящих регистрацию пассажиров) равномерно рассредоточиваются по местам регистрации. Число МБ, принадлежащих пассажирам, образующим заявку, принимается распределённым по закону Пуассона со средним 1,4, что согласуется с результатами обследования пассажиропотоков региональных аэропортов [7]. Время выполнения манипуляций по регистрации и оформлению багажа одной заявки принимается распределённым согласно закону Вейбулла со следующими значениями параметров [7]: параметр сдвига – 0,15 мин, параметр формы – 1,16, параметр масштаба – 0,92. Место регистрации считается освобождёвшимся после обслуживания одиночного пассажира или группы, а пассажир или группа, соответственно, предполагаются прошедшими регистрацию, если по истечении времени $T_{\text{обсл. рег.}}$ все МБ пассажира или группы оказываются введёнными в СОБ. За момент ввода МБ в СОБ принимается момент помещения МБ на ленту взвешивающего/маркировочного конвейера. Предполагается, что на каждом из конвейеров w_i и d_i может находиться не более одного МБ.

Затраты времени на движение МБ в СОБ определяются с учётом скорости движения конвейерных лент и длин участков, соответствующих дугам ориентированного взвешенного графа потоков МБ, приведённого на рис.1. Длина виртуальной ячейки принята равной 1 м. Длины участков приближённо соответствуют СОБ одного из крупных региональных аэропортов РФ:

$$\begin{aligned}
|A_i B_i| &= 2.4 \text{ м}, \quad i = 1, \dots, 6, & |B_1 B_2| &= |B_3 B_3| = |B_5 B_6| = 0.8 \text{ м}, \\
|B_2 B_3| &= |B_4 B_5| = 3.6 \text{ м}, & |B_6 C| &= 1.7 \text{ м}, & |D_1 D_2| &= 4.4 \text{ м}, \\
|CD_1| &= 15 \text{ м}, & |D_2 E_1| &= 1.6 \text{ м}, & |E_1 E_2| &= 56.4 \text{ м}, \\
|E_2 G_1| &= 9.0 \text{ м}, & |G_1 G_2| &= 18.0 \text{ м}, & |G_2 E_2| &= 9.0 \text{ м}.
\end{aligned}$$

Время задержки МБ при прохождении первой стадии досмотра на интроскопе моделируется с помощью показательного распределения с двумя параметрами μ и β и плотностью $f(t)$, определяемой выражением

$$f(t) = \begin{cases} \mu e^{-\mu(t-\beta)}, & t \geq \beta, \\ 0, & t < \beta. \end{cases}$$

Выбор распределения обусловлен особенностями процесса досмотра, состоящими в том, что, во-первых, его наименьшая продолжительность β совпадает с минимальным временем перемещения МБ по ленте конвейера интроскопа и, во-вторых, как установлено наблюдениями, с ростом величины затрат времени на досмотр соответствующая доля МБ сокращается. Вероятность наличия багажа, не прошедшего досмотр на интроскопе и по этой причине выводимого из СОБ, принята равной нулю, что соответствует наиболее напряжённому режиму работы СОБ, когда весь поступивший багаж проходит полный цикл обработки в СОБ.

Моментом окончания обработки МБ является момент окончания его погрузки грузчиком в багажный контейнер или на багажный транспортёр. Согласно результатам наблюдений, приведённым в [3], продолжительность обработки МБ грузчиком – распределённая по однопараметрическому показательному закону случайная величина со средним значением 13 с.

Результаты моделирования получены для промежутка $\lambda \in [100, 410]$ пас/ч значений интенсивности потока пассажиров при $k_r = 0.8$. Рассмотрены два варианта системы, различающиеся скоростью движения лент конвейеров СОБ, составляющей для первого варианта 0,25 м/с, для второго варианта – 0,5 м/с. Первое значение соответствует системам, установленным к настоящему времени в ряде российских региональных аэропортов, второе значение характерно для более производительных перспективных систем. Влияние скорости движения ленты интроскопа на продолжительность досмотра учтено путём задания соответствующих значений параметра β . Для первого варианта принято $\beta = 12$ с, для второго $\beta = 6$ с. Значение второго параметра одинаково для обоих вариантов: $\mu = 0,4$ 1/с. Таким образом, средняя продолжительность первой фазы досмотра МБ составляет 14,5 с – для первого варианта и 8,5 с – для второго варианта и, следовательно, пропускные способности мест досмотра первой фазы близки к 250 МБ/ч и 420 МБ/ч для первого и второго вариантов соответственно. При заданных характеристиках пассажиропотока это означает возможность обработки багажа 220 и 380 пассажиров в час соответственно.

Параметры ограничений приняты с учётом международных требований. Так, согласно нормам ИАТА [8], приемлемое время ожидания пассажирами регистрации может быть оценено в пределах от 1 – 3 мин до 10 – 20 мин в зависимости от класса обслуживания пассажиров. Время пребывания багажа в СОБ не должно превышать 10 мин для 95% МБ в интервалы пиковой нагрузки.

Результаты для первого варианта отображены на рис. 2 штриховыми линиями, для второго варианта – сплошными.

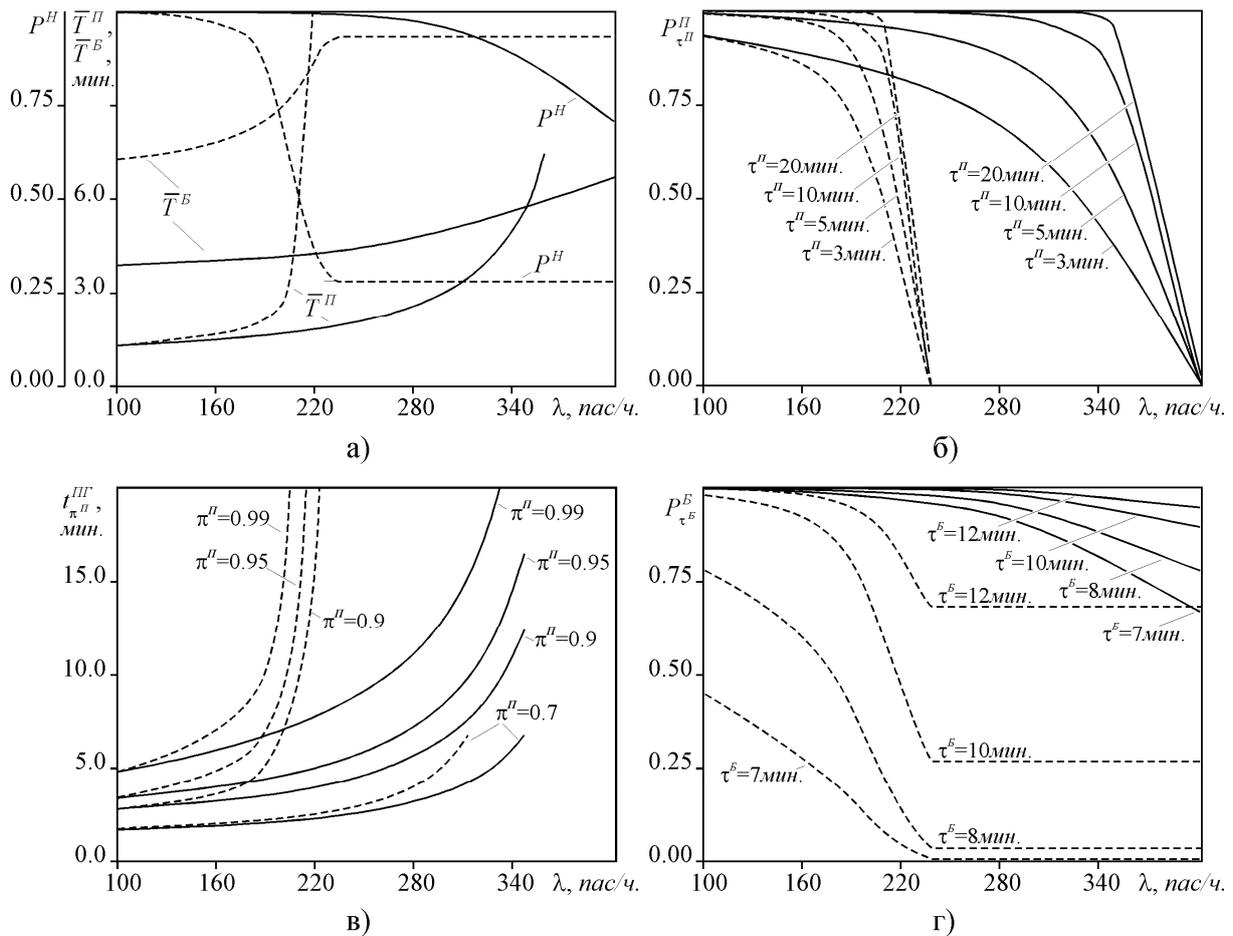


Рис. 2. Результаты моделирования

Вопреки традиционно принимаемому при проектировании СОБ предположению о том, что узким местом системы обслуживания перевозок является досмотр первой стадии, приводимые на рис. 2 результаты показывают, что значения показателей системы снижаются до неприемлемых уровней при интенсивностях пассажиропотоков существенно меньших, чем те, которые определяются исходя только из пропускной способности мест досмотра без учёта возможностей остальных элементов системы.

Так, целевая надёжность системы перестаёт быть сколь-нибудь удовлетворительной при достижении пассажиропотоком уровня 140 – 160 пас/ч для первого варианта и 290 – 300 пас/ч для второго варианта. Дальнейший рост интенсивности пассажиропотока приводит к резкому снижению качества обслуживания пассажиров, соответствующему ситуации неограниченного нарастания очереди пассажиров, ожидающих регистрации. При этом показатели качества обработки багажа стабилизируются на некотором неизменном, хотя и весьма низком уровне, соответствующему режиму, при котором из подсистемы обслуживания пассажиров в подсистему обработки багажа поступает насыщенный, то есть наблюдающийся при бесконечной очереди в первой из подсистем, поток багажа.

Пропускная способность системы, определённая согласно (1), (2) при $\pi^H = 0,995$, $\pi^H = 0,99$, $\pi^B = 0,95$, $\tau^H = \tau^B = 10$ мин, для первого варианта составила $S \approx 130$ пас/ч, для второго варианта $S \approx 230$ пас/ч. Для обоих вариантов критическим стало ограничение по целевой надёжности. Смягчение требований по целевой надёжности до

$\pi^H = 0,95$ позволяет «поднять» пропускную способность первого варианта до уровня $S \approx 180$ пас/ч, второго варианта $S \approx 270$ пас/ч. При этом критическими становятся ограничения: для первого варианта – по времени обработки багажа, для второго – по времени пребывания в системе пассажира (группы пассажиров). Таким образом, учёт взаимодействия между компонентами рассматриваемой системы приводит к существенной коррекции представлений о её функциональной эффективности.

Заключение

Использование рассмотренных показателей даёт возможность не только комплексно оценивать функциональное совершенство системы обслуживания перевозок в аэровокзале регионального аэропорта, но и решать задачи проектирования и оптимизации её структуры и параметров. Совершенствование математических моделей рассматриваемой системы позволит расширить комплекс показателей, дополнив его необходимыми характеристиками технической надёжности, экономической эффективности и др.

Библиографический список

1. Tarau A.N., De Schutter B., Hellendoorn J. Centralized, decentralized, and distributed model predictive control for route choice in automated baggage handling systems // Control Engineering and Applied Informatics. 2009. V. 11, Iss. 3. P. 24-31.
2. Le V.T., Creighton D., Nahavandi S. Simulation-based Input Loading Condition Optimization of Airport Baggage Handling Systems // IEEE Intelligent Transportation Systems Conference. 2007. P. 574-579. DOI: 10.1109/itsc.2007.4357773
3. Savrasovs M., Medvedev A., Sincova E. Riga Airport Baggage Handling System simulation // Proceedings 23rd European Conference on Modeling and Simulation. 2009. P. 384-390. DOI: 10.7148/2009-0384-0390
4. Романенко В.А. Математическая модель автоматической системы обработки багажа аэропорта со значительными трансферными пассажиропотоками // Известия Самарского научного центра РАН. 2011. Т. 13, № 6. С. 126-133.
5. Jing G.G., Arantes J.C., Kelton W.D. Robust Analysis via Simulation for a Merging-Conveyor Queueing Model. <http://www.cba.uc.edu/faculty/keltonwd/paper-mergingconveyors.pdf>
6. Бусленко Н.П., Калашников В.В., Коваленко И.Н. Лекции по теории сложных систем. М.: Советское радио, 1973. 440 с.
7. Романенко В.А. Исследование процессов обслуживания пассажиров в международном аэропорту Курумоч // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2006. № 3 (11). С. 35-43.
8. Airport Development Reference Manual. Montreal: International Air Transport Association, 2014. 724 p.

ESTIMATION OF FUNCTIONAL EFFICIENCY OF THE AIR TRANSPORT SERVICE SYSTEM AT A REGIONAL AIRPORT TERMINAL

© 2017

I. V. Koltsov senior lecturer of the Department of Transportation Management and Control; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kolt2721@gmail.com

V. A. Romanenko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Transportation Management and Control; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vla_rom@mail.ru

The paper presents a transport service system located at the air terminal of a regional airport and designed to perform working operations related to the check-in of departing passengers and baggage handling. A complex of indicators of the system's functional efficiency is proposed. It consists of quantitative characteristics of performance, reliability and quality of service. These parameters can be determined by the widely used methods of mathematic modeling, primarily, simulation modeling. The results of evaluating the efficiency of a model system similar to the modern systems of Russian regional airports are presented.

Regional airport; baggage handling system; indicators of system efficiency; simulation model.

Citation: Koltsov I.V., Romanenko V.A. Estimation of functional efficiency of the air transport service system at a regional airport terminal. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 55-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-55-64

References

1. Tarau A.N., De Schutter B., Hellendoorn J. Centralized, decentralized, and distributed model predictive control for route choice in automated baggage handling systems. *Control Engineering and Applied Informatics*. 2009. V. 11, Iss. 3. P. 24-31.
2. Le V.T., Creighton D., Nahavandi S. Simulation-based Input Loading Condition Optimization of Airport Baggage Handling Systems. *IEEE Intelligent Transportation Systems Conference*. 2007. P. 574-579. DOI: 10.1109/itsc.2007.4357773
3. Savrasovs M., Medvedev A., Sincova E. Riga Airport Baggage Handling System simulation. *Proceedings 23rd European Conference on Modeling and Simulation*. 2009. P. 384-390. DOI: 10.7148/2009-0384-0390
4. Romanenko V.A. Mathematical model of automatic baggage handling system of the airport with significant volumes of transfer passenger traffic. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2011. V. 13, no. 6. P. 126-133. (In Russ.)
5. Jing G.G., Arantes J.C., Kelton W.D. Robust Analysis via Simulation for a Merging-Conveyor Queuing Model. Available at: <http://www.cba.uc.edu/faculty/keltonwd/paper-mergingconveyors.pdf>
6. Buslenko N.P., Kalashnikov V.V., Kovalenko I.N. *Lektsii po teorii slozhnykh system* [Lectures on the complex systems science]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1973. 440 p.
7. Romanenko V.A. Analysis of servicing passengers in the international airport Kurovotch. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 3 (11). P. 35-43. (In Russ.)
8. Airport Development Reference Manual. Montreal: International Air Transport Association, 2014. 724 p.

ТЕОРЕТИКО-МНОЖЕСТВЕННАЯ МОДЕЛЬ СОСТОЯНИЯ РАБОЧЕЙ ЖИДКОСТИ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА

© 2017

А. Н. Коптев доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
eat@ssau.ru

А. М. Гареев кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
gareevalbert@mail.ru

И. А. Попельнюк аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
osni204@yandex.ru

Статья посвящена разработке теоретико-множественной модели состояния рабочей жидкости гидравлической системы воздушного судна с использованием математического аппарата теории множеств. Актуальность работы связана с необходимостью разработки универсальной математической модели состояния рабочей жидкости, которая будет положена в интеллектуальную систему контроля состояния рабочей жидкости на борту воздушного судна. В результате получено общее выражение, позволяющее описать состояние рабочей жидкости в произвольный момент времени с использованием её основных параметров, а именно загрязнённости, вязкости, плотности химических и температурных свойств. Построена иерархия параметров состояния рабочей жидкости с учётом диагностической ценности информации, полученной при их измерении. Среди множества всевозможных состояний рабочей жидкости выделены основные классы состояний: идеальное, нормальное, предотказное и отказ. Каждое из них описано множеством конфигураций всевозможных значений основных параметров. Предложена методика оптимизации времени проверок технического состояния, основанная на расчёте изменения энтропии рабочей жидкости.

Воздушное судно; гидравлическая система; контроль технического состояния; рабочая жидкость; математическая модель; энтропия; теория множеств; теория распознавания образов.

Цитирование: Коптев А.Н., Гареев А.М., Попельнюк И.А. Теоретико-множественная модель состояния рабочей жидкости гидравлической системы воздушного судна // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 65-75. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-65-75

Введение

В настоящее время гидравлические системы получили широкое распространение в различных областях техники, в т.ч. и авиационной. Анализ путей развития систем воздушных судов показывает, что в ближайшем будущем гидравлические агрегаты по-прежнему будут активно использоваться в системах управления, уборки выпуска механизации, уборки выпуска шасси, т.е. решать крайне важные задачи, непосредственно связанные с обеспечением безопасности полётов. Конструкция агрегатов постоянно усложняется, а сами гидравлические системы становятся всё более нелинейными и многокомпонентными. В этих условиях задача обеспечения высокой надёжности гидравлических систем остаётся актуальной.

Один из возможных путей решения данной задачи связан с совершенствованием технологических процессов контроля технического состояния (ТС) наиболее важных ответственных элементов гидросистем, в частности – рабочей жидкости (РЖ). Достичь этого возможно путём внедрения универсальных средств контроля, диагностики и испытаний, базирующихся на современных цифровых технологиях, позволяющих быстро и точно определять техническое состояние компонентов системы и производить адекватное управляющее воздействие. Однако разработка подобных средств невозможна без наличия универсальной математической модели состояния РЖ, которая будет учитывать все её основные параметры и описывать динамику их изменения во времени.

Постановка задачи

Рассматривая гидравлическую систему как среду, внутри неё возможно выделить ряд объектов, в т.ч. и РЖ, которая является «надструктурным» элементом этой системы. При этом в рамках решения задачи повышения надёжности и безотказности гидравлических систем целесообразно рассматривать не саму РЖ как физический объект, а её состояние как компонент системы.

Понятие состояния вводится как способ параметризации множества пар вход - выход, обеспечивающий однозначную зависимость выходного сигнала от входного сигнала и состояния объекта. Стоит отметить, что любой характеристике вход - выход может соответствовать несколько (бесконечно много) характеристик вход - выход - состояние, которые хотя и отличаются по форме, но по существу оказываются эквивалентными [1].

Состояние РЖ представляет собой систему, которая в любой момент времени характеризуется:

- 1) конкретными значениями элементов системы в момент времени t (*параметры состояния*);
- 2) возможными комбинациями их соединений (*структура состояния*).

Например, если все параметры состояния, кроме температурных свойств, находятся в пределах нормы, то нельзя говорить о том, что жидкость непригодна. Однако если количество механических примесей выходит за рамки допуска, то несмотря на значения остальных параметров жидкость необходимо заменить.

Таким образом, если рассматривать состояние РЖ как цельный объект (систему), то внутри него можно выделить бесконечное множество возможных состояний в конкретный момент времени t (подсостояния), т.е. «объекты в объекте» или подсистемы. Элементами таких подсистем будут являться основные параметры РЖ.

На основании изложенного можно сделать вывод о том, что при разработке универсальной модели состояния РЖ целесообразно опираться на математический аппарат теории образов [2]. При этом основные параметры РЖ (загрязнённость, вязкость, плотность, химические и температурные свойства) [3] будут являться производными объектами – образующими, различные комбинации их соединения – конфигурациями и изображениями, а синтез этих конфигураций – непосредственно образами состояния.

Ставится задача получить математическое представление произвольного подсостояния в произвольный момент времени t , построенного на базе образующих, т.е. фактически описать изображения состояния РЖ. Для решения данной задачи удобно использовать математический аппарат теории множеств [4].

Параметр вязкости (В) есть множество $b_1, b_2, b_3, \dots, b_t \in B$. Соответственно в любой момент времени t вязкость описывается её значением b_t . Параметры плотности, химических и температурных свойств также представляют собой множества и описываются аналогично вязкости: p_t, k_t, c_t соответственно. Стоит отметить, что в рамках задачи определения технического состояния РЖ стоит рассматривать не все химические свойства, а главным образом кислотность, а из всех температурных свойств – температуру вспышки.

Множества N, B, P, K, C являются ограниченными, поскольку они описывают физические параметры жидкости, которые априори имеют конечные значения. Однако в рамках решения поставленной задачи из всех возможных верхних и нижних границ множества того или иного параметра интересуют минимальные по модулю их значения. Они называются точной верхней и точной нижней границами множества, обозначаются \sup и \inf соответственно и выбираются для каждой конкретной марки РЖ с точки зрения обеспечения максимальной информативности.

Поэтому (1) можно переписать в виде:

$$\begin{aligned} \{n_t \mid \inf N \leq n_t \leq \sup N\} &\in N; \\ \{b_t \mid \inf B \leq b_t \leq \sup B\} &\in B; \\ \{p_t \mid \inf P \leq p_t \leq \sup P\} &\in P; \\ \{k_t \mid \inf K \leq k_t \leq \sup K\} &\in K; \\ \{c_t \mid \inf C \leq c_t \leq \sup C\} &\in C. \end{aligned}$$

В свою очередь, множества значений параметров загрязнённости, вязкости, плотности, кислотности, температуры вспышки включены в множество всевозможных состояний РЖ:

$$N \subseteq S, B \subseteq S, P \subseteq S, K \subseteq S, C \subseteq S, \quad (3)$$

где S – множество всевозможных состояний РЖ, элементам которого, с другой стороны, являются состояния РЖ в любой произвольный момент времени (этап жизненного цикла):

$$S_1, S_2, S_3, \dots, S_t \in S. \quad (4)$$

На основании изложенного РЖ (её состояние) в общем описывается отношениями во множестве параметров загрязнённости, вязкости, плотности, химических и температурных свойств:

$$S = N \cap B \cap P \cap K \cap C. \quad (5)$$

Логично предположить, что состояния РЖ в любой момент времени идентичны по составу параметров, которыми они описаны. Поэтому состояние РЖ в любой момент времени описывается набором из пяти основных параметров РЖ, указанных выше. Это утверждение позволяет применить интуитивный принцип объёмности из теории множеств [4], который говорит, что множества равны тогда и только тогда, когда состоят из одних и тех же элементов.

Таким образом, в произвольный момент времени t состояние РЖ (подсостояние) полностью определяется конкретными значениями параметров из этих множеств:

$$n_t^s, b_t, k_t, p_t, c_t \in S_t. \quad (6)$$

Контроль технического состояния РЖ состоит из двух этапов – оценка и оценивание. Выражение (6) описывает набор параметров РЖ, значения которых необходимо определить в рамках решения задачи оценки, т.е. фиксации её текущего технического состояния. Далее, имея информацию о значениях параметров состояния РЖ в текущий момент времени t , можно перейти непосредственно к оцениванию её технического состояния.

Оценивание – принятие решения о техническом состоянии РЖ на основе совокупности результатов оценки. Для решения задачи оценивания состояния необходимо иметь определённые правила и алгоритм, по которым произвольное состояние РЖ может быть классифицировано.

С точки зрения решения задачи оценивания целесообразно описывать состояние РЖ в произвольный момент времени не текущими значениями набора параметров состояния, а их изменением относительно начального. Для этого необходимо определить отношения между значением параметра в любой момент времени t и его начальным значением при $t = 0$.

Введём следующие обозначения:

n_0 – начальное значение концентрации механических примесей в момент времени t_0 ;

b_0 – начальное значение вязкости в момент времени t_0 ;

p_0 – начальное значение плотности в момент времени t_0 ;

k_0 – начальное значение кислотности в момент времени t_0 ;

c_0 – начальное значение температуры вспышки в момент времени t_0 .

Далее введём понятие бинарной пары, т.е. множество $\{\{x\}, \{x, y\}\}$, один из элементов которого $\{x, y\}$ есть неупорядоченная пара, а другой элемент $\{x\}$ определяет, какой из членов этой неупорядоченной пары «считается» первым. В рассматриваемом случае имеем следующие бинарные пары:

$$\langle n_0, n_t \rangle; \langle b_0, b_t \rangle; \langle p_0, p_t \rangle; \langle k_0, k_t \rangle; \langle c_0, c_t \rangle.$$

Теперь необходимо установить отношения между элементами данных пар в рамках решения задачи диагностирования ТС РЖ.

Априори известно, что состояние РЖ со временем деградирует. Поэтому можно сказать, что концентрация механических примесей с увеличением наработки будет увеличиваться, как и вязкость, плотность и кислотность, а вот температура вспышки, напротив, будет уменьшаться. При условии $t > t_0$ справедливы выражения:

$$\begin{aligned} \langle n_0, n_t \rangle \in \Leftrightarrow \{\{n_0\}, \{n_0, n_t\}\}; \\ \langle b_0, b_t \rangle \in \Leftrightarrow \{\{b_0\}, \{b_0, b_t\}\}; \\ \langle p_0, p_t \rangle \in \Leftrightarrow \{\{p_0\}, \{p_0, p_t\}\}; \\ \langle k_0, k_t \rangle \in \Leftrightarrow \{\{k_0\}, \{k_0, k_t\}\}; \\ \langle c_0, c_t \rangle \in \Rightarrow \{\{c_0\}, \{c_0, c_t\}\}. \end{aligned}$$

На основании изложенного (6) можно переписать в виде:

$$\{\{n_0\}, \{n_0, n_t\}_t^5, \{\{b_0\}, \{b_0, b_t\}_t, \{\{k_0\}, \{k_0, k_t\}_t, \{\{p_0\}, \{p_0, p_t\}_t, \{\{c_0\}, \{c_0, c_t\}_t \in S_t, \quad (7)$$

т.е. в любой момент времени t состояние РЖ S_t описывается пересечением бинарных пар параметров состояния.

Необходимо отметить, что упомянутые выше параметры РЖ имеют различную степень влияния на состояние РЖ и, соответственно, информация об их значениях имеет различную диагностическую ценность. На рис. 1 представлена иерархия параметров, составленная на основе графоаналитической модели, отражающей состояние РЖ.



Рис.1. Иерархия параметров состояния РЖ

При составлении иерархии все параметры РЖ были сгруппированы по физическим и химическим свойствам. Кроме того, рассматривалось влияние того или иного параметра на состояние самой РЖ. Именно поэтому химический состав попал в III категорию, т.к. этот параметр в основном оказывает влияние на агрегаты ГС.

Процедура оценки технического состояния РЖ является трудоёмкой и продолжительной по времени. Определение оптимальных моментов её проведения является актуальной задачей для эксплуатирующих организаций. В качестве критериев выбора времени проверки удобно использовать количество информации, которое получено в результате проведения соответствующих измерений и которое должно быть максимальным. Таким критерием является изменение энтропии состояния РЖ.

Как упоминалось ранее, состояние РЖ представляет собой систему, элементами которой являются пять параметров состояния. При этом реализация этой системы, т.е. состояние в момент времени t , заранее неизвестна. Система имеет некоторую степень неопределённости, характеризующуюся энтропией $H(S)$. Учитывая, что энтропия имеет свойство аддитивности, можно представить общую энтропию РЖ как сумму энтропий её параметров:

$$H(S) = H(N) + H(B) + H(P) + H(K) + H(C),$$

где N, B, P, K, C – соответственно загрязнённость, вязкость, плотность, химические и температурные свойства.

Для примера рассмотрим изменение энтропии вязкости с течением времени. Характер изменения энтропии остальных параметров не будет отличаться принципиально.

Выделим из множества всех возможных состояний РЖ следующие подмножества (классы состояний):

1. Подмножество идеальных (первоначальных) состояний ($S_{ид}$).
2. Подмножество нормальных состояний ($S_{нор}$).
3. Подмножество предотказных состояний ($S_{протк}$).
4. Подмножество состояний отказа ($S_{отк}$).

Энтропия в общем случае изменяется от 0 до 1 и будет равна 0, когда значение вязкости будет полностью определено, и будет равна 1, когда её значение равновероятно может быть любым.

Отметим, что с учётом физического смысла энтропии её изменение с течением времени будет носить синусоидальный характер. Это объясняется тем, что на протяжении жизненного цикла РЖ параметр вязкости принимает различные значения с различной вероятностью. Так, если принять назначенный ресурс РЖ за $T_{наз}$, то по прошествии времени $t = 0,05T_{наз}$ вероятность нахождения значений вязкости в границах идеального состояния намного больше, чем в нормальном, а тем более предотказном состоянии. Поэтому энтропия системы близка к 0. Далее при $t = 0,25T_{наз}$ вязкость может соответствовать как идеальному, так и нормальному, а в некоторых случаях (при недопустимых условиях эксплуатации) и предотказному состоянию, т.е. энтропия системы растёт. Затем, при $t = 0,5T_{наз}$, вязкость скорее всего будет соответствовать нормальному состоянию, т.е. энтропия системы опять мала. Однако с увеличением t она вновь будет расти. Таким образом, график изменения энтропии вязкости РЖ с течением времени (рис. 2) представляет собой несимметричную синусоиду.

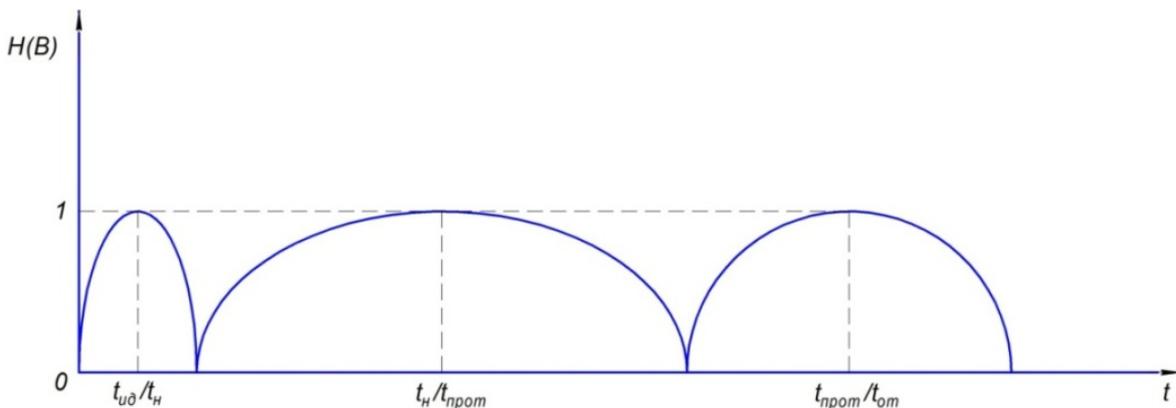


Рис.2. Изменение энтропии вязкости рабочей жидкости с течением времени

Известно, что в общем случае энтропия системы определяется как

$$H(S) = -\sum_{i=1}^n p_i \log p_i,$$

где p_i – вероятность нахождения системы в i -м состоянии; n – общее количество возможных состояний системы.

Количество информации, получаемое о состоянии системы численно, равно изменению её энтропии. Предполагая, что в результате измерений состояние системы будет

полностью определено, можно утверждать, что конечная энтропия будет равна 0. Таким образом, количество информации о состоянии системы в тот или иной момент времени можно рассчитать по формуле

$$I = -\sum_{i=1}^n p_i \log p_i. \quad (8)$$

В качестве примера оценим количество информации о вязкости РЖ, получаемое в результате двух измерений: при $t = t_{ид} / t_n$ и при $t = 0,5 t_{ид} / t_n$. В первом случае $p_{ид} = p_n = 0,5$; во втором $p_{ид} = 0,75$; $p_n = 0,25$. Используя формулу (8), получим:

$$I_{t=t_{ид}/t_n}(B) = -(0,5 \log 0,5 + 0,5 \log 0,5) = 0,3010 \text{ дв.ед.},$$

$$I_{t=0,5t_{ид}/t_n}(B) = -(0,75 \log 0,75 + 0,25 \log 0,25) = 0,2442 \text{ дв.ед.}$$

Таким образом, наибольшую информацию о вязкости можно получить, делая замеры при максимальном значении энтропии, т.е. в моменты, когда ключевые состояния системы практически равновероятны. Этот вывод применим и к РЖ в целом.

Следовательно, на основании вышеизложенного возможно скорректировать время проведения ТО РЖ. Используя статистические данные, необходимо определить наработку, при которой энтропия РЖ принимает наибольшее значение (т.е. в одно и то же время находится в различных состояниях), и в дальнейшем производить контроль состояния РЖ именно в эти моменты её эксплуатации.

Определённые выше классы состояний состоят из множеств определённых конфигураций параметров РЖ. При построении конфигураций подмножеств различных состояний РЖ были использованы следующие правила:

1. Каждое из состояний описывается множеством значений пяти параметров N, B, P, K, C . При этом справедливы выражения:

$$\{n \mid n_{идн} \leq n \leq n_{идв}\} \in N_{ид};$$

$$\{b \mid b_{идн} \leq b \leq b_{идв}\} \in B_{ид};$$

$$\{p \mid p_{идн} \leq p \leq p_{идв}\} \in P_{ид};$$

$$\{k \mid k_{идн} \leq k \leq k_{идв}\} \in K_{ид};$$

$$\{c \mid c_{идн} \leq c \leq c_{идв}\} \in C_{ид};$$

в которых границы $n_{идв}, n_{идн}, b_{идв}, b_{идн}, \dots$ устанавливаются для каждой конкретной марки РЖ в зависимости от её свойств.

Для нормального и предотказного состояний, а также для отказа правило формулируется аналогично.

2. Учитывая иерархию параметров, будем считать, что жидкость переходит в худшее состояние, если:

- 2.1 – параметр I категории деградирует;
- 2.2 – один из параметров II категории деградирует;
- 2.3 – оба параметра III категории деградируют.

3. Решение об общем состоянии РЖ принимается по худшим значениям параметров: если химические и температурные свойства соответствуют предотказному состоянию, загрязнение – нормальному состоянию, а вязкость и плотность – идеальному, то общее состояние РЖ является предотказным.

Таким образом, теоретико-множественное представление рассматриваемых под-состояний РЖ выглядит следующим образом:

1. $\{\{n_{ид}, b_{ид}, p_{ид}, k_{ид}, c_{ид}\}, \{n_{ид}, b_{ид}, p_{ид}, k_{ид}, c_n\}, \{n_{ид}, b_{ид}, p_{ид}, k_n, c_{ид}\}\} \in S_{ид}$;
2. $\{\{n_n, b_n, p_n, k_n, c_n\}, \{n_n, b_n, p_n, k_{прот}, c_n\}, \{n_n, b_n, p_n, k_n, c_{прот}\}, \{n_n, b_{ид}, p_{ид}, k_{ид}, c_{ид}\}, \{n_n, b_{ид}, p_{ид}, k_n, c_n\}, \{n_{ид}, b_n, p_{ид}, k_{ид}, c_{ид}\}, \{n_n, b_{ид}, p_n, k_{ид}, c_{ид}\}\} \in S_n$;
3. $\{\{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{прот}, c_{от}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{от}, c_{прот}\}, \{n_{прот}, b_n, p_n, k_n, c_n\}, \{n_n, b_n, p_n, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_n, b_n, p_{прот}, k_n, c_n\}, \{n_n, b_{прот}, p_n, k_n, c_n\}\} \in S_{прот}$;
4. $\{\{n_{от}, b_{от}, p_{от}, k_{от}, c_{от}\}, \{n_{от}, b_{прот}, p_{прот}, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{прот}, k_{от}, c_{от}\}, \{n_{прот}, b_{прот}, p_{от}, k_{прот}, c_{прот}\}, \{n_{от}, b_{от}, p_{прот}, k_{прот}, c_{прот}\}\} \in S_{от}$.

Процедура принятия решения в рамках оценивания технического состояния РЖ будет выглядеть следующим образом:

1. Производится измерение (оценка) текущих значений параметров.
2. На основании сравнения значений параметров относительно начального состояния осуществляется классификация каждого параметра по одному из четырёх состояний.
3. С учётом вышесформулированных правил устанавливается общее состояние РЖ на основании результатов, полученных в п. 2.

Введя соответствующие граничные условия и оценив значения параметров в любой момент времени t , можно отнести состояние жидкости к тому или иному классу и принять решение о возможности её дальнейшей эксплуатации, выполнив тем самым операцию оценивания её технического состояния.

Анализ результатов и выводы

Разработанная теоретико-множественная модель РЖ позволяет:

1. Получить математическое описание произвольного состояния РЖ в произвольный момент времени t .
2. Выделить из множества подсостояний РЖ четыре класса состояний, наиболее информативных с точки зрения диагностики.
3. Описать состав и структуру этих состояний, используя различные комбинации основных параметров РЖ.

При этом теоретико-множественная модель обладает недостатком, заключающимся в небогатом представлении РЖ (её состояния) и в отсутствии описания динамики – изменения её параметров (деградации состояния) во времени.

Заключение

Полученные результаты позволяют перейти к построению образов состояния рабочей жидкости гидравлической системы и их анализу на базе синтаксического (структурного подхода) [6]. Будет возможно получить образ идеального состояния РЖ и образ состояния в произвольный момент времени. Их сравнение позволит сделать вывод о техническом состоянии РЖ с учётом всей совокупности её основных параметров. Этот подход может быть положен в основу интеллектуальной системы контроля технического состояния РЖ на борту воздушного судна. Его применение может обеспечить высокий уровень качества РЖ на этапе изготовления и высокий уровень надёжности всей гидравлической системы при эксплуатации воздушного судна.

Библиографический список

1. Месарович М., Такахара Я. Общая теория систем. Математические основы. М.: Мир, 1978. 311 с.
2. Гренандер У. Лекции по теории образов. Т. 1. Синтез образов. М.: Мир, 1979. 383 с.
3. Коптев А.Н., Гареев А.М., Попельнюк И.А. Перспективные направления совершенствования процесса оценки технического состояния рабочих жидкостей гидравлических систем летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 101-108.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-101-108
4. Столл Р.Р. Множества, логика, аксиоматические теории. М.: Просвещение, 1968. 232 с.
5. ГОСТ 17216-1971. Чистота промышленная. Классы чистоты жидкостей. М.: Стандартинформ, 2008. 13 с.
6. Фу К. Структурные методы в распознавании образов. М.: Мир, 1977. 320 с.

SET-THEORY MODEL OF THE AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEM WORKING FLUID STATE

© 2017

- A. N. Koptev** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
eat@ssau.ru
- A. M. Gareyev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gareevalbert@mail.ru
- I. A. Popelnyuk** postgraduate student of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
osni204@yandex.ru

The article is devoted to the development of a set-theory model of the aircraft hydraulic system working fluid state using the mathematical apparatus of the set theory. The relevance of the work is connected with the necessity of developing a universal mathematical model of the hydraulic fluid state. The model is to form the basis of an intelligent system to control the working fluid state on board the aircraft. As a result, a general expression is obtained that allows describing the working fluid state at an arbitrary moment of time using its basic parameters, namely contamination, viscosity, density, chemical and temperature properties. A hierarchy of parameters of the working fluid state taking into account the diagnostic value of the information obtained during their measurement is constructed. The main classes of states are distinguished among all possible states of the working fluid. These are the ideal state, the normal state, pre-failure and failure. Each of them is described by a set of configurations of all possible values of the main parameters. A technique for optimizing the time of the inspection of technical condition based on the calculation of the change in the entropy of the working fluid is proposed.

Aircraft; hydraulic system; condition monitoring; working fluid; mathematical model; entropy; set theory; theory of pattern recognition.

Citation: Koptev A.N., Gareyev A.M., Popelnyuk I.A. Set-theory model of the aircraft hydraulic system working fluid state. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 65-75.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-65-75

References

1. Mesarovic M.D., Takahara Ya. General systems theory: mathematical foundations. New York: Academic Press., 1975. 322 p.
2. Grenander U. Lectures in pattern theory. V. 1. Pattern Synthesis. New York: Springer-Verlag, 1976. 609 p.
3. Koptev A.N., Gareyev A.M., Popelnyuk I.A. Prospective lines of improving the process of evaluating the technical condition of aircraft hydraulic system working fluid. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 101-108. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-101-108
4. Stoll R.R. Sets, Logic and Axiomatic Theories. San Francisco, 1961.
5. GOST 17216-1971. Industrial purity. Grades of liquids purity. Moscow: Standartinform Publ., 2008. 13 p.
6. Fu K.S. Syntactic methods in pattern recognition. New York: Academic Press, 1974. 306 p.

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ АЭРОСТАТОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ

© 2017

- С. М. Куринный** ведущий инженер по лётным испытаниям;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
padevalo@mail.ru
- М. М. Криворотов** инженер по лётным испытаниям;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
Krivorotovmm@mail.ru
- Е. А. Бараниченко** инженер-конструктор;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
aus_021@mail.ru

Рассмотрены некоторые особенности использования тепловых аэростатов при испытаниях парашютных систем. Основной задачей является сокращение затрат при испытаниях парашютных систем. В качестве оценки достоверности результатов испытания уменьшенных моделей парашютных систем применялись критерии подобия: число Фруда и число Ньютона. Рассмотрен вопрос оперативного изменения конструкции парашютных систем и оценки их эффективности в испытаниях. Сделан вывод о достоинствах использования тепловых аэростатов для проведения испытаний моделей парашютных систем и перспективах их дальнейшего применения.

Парашютная система; тепловой аэростат; критерий подобия; основной парашют; габаритно-весовой макет.

Цитирование: Куринный С.М., Криворотов М.М., Бараниченко Е.А. Особенности использования тепловых аэростатов при испытаниях парашютных систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 76-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-76-80

В настоящее время испытания новых парашютных систем (ПС) с площадью более 500 м² на начальных этапах создания проводят на полноразмерных моделях с использованием габаритно-весовых макетов (ГВМ) полётной массой до 3000 кг. Как правило, в качестве носителя используется вертолёт типа Ми-8. Данный вид испытаний связан со значительными материальными затратами на обеспечение испытаний и вероятными рисками при проведении испытаний ПС на предельных режимах [1]. При проведении таких испытаний проблематична отработка (оперативное изменение конструкции ПС) конструктивных решений, влияющих на работоспособность ПС. Отдельным вопросом при проведении испытаний является имитация отказов элементов ПС (закрутка строп, потеря работоспособности отдельных элементов и др.). Таким образом, одной из проблем при проведении лётных испытаний ПС является реализация максимального количества экспериментов с минимальными материальными и временными затратами.

Частичное решение вышеперечисленных вопросов возможно при сбрасывании с теплового аэростата (ТА) масштабных моделей ПС (высота до 1500 м), смонтированных на облегчённых (до 100 кг) манекенах. Научно-исследовательский институт аэроупругих систем (НИИ АУС) ведёт работу по созданию универсальной многокупольной парашютной системы грузоподъёмностью до 18000 кг. В рамках этой работы проводятся испытания основных парашютов (ОП) различных площадей (более 600 м²).

Для отработки конструктивных решений по внедрению системы рифления ОП без применения пиротехнических резаков проводились сбросы с ТА манекенов со смонтированными на них моделями ОП, которые являлись копиями ОП, уменьшенными в 10 раз по площади купола (рис. 1).

Параллельно с проверкой работоспособности системы рифления оценивался характер наполнения и скорость снижения моделей в более чем 10 экспериментах. Оценка скорости снижения проводилась по методике обработки цифровой видеосъёмки снижения системы ГВМ – парашют [2]. Одновременно выполнены 3 сброса полноразмерного ОП, смонтированного на ГВМ (полётная масса составила около 3000 кг), с вертолёта Ми-8 на полигоне «Чауда» с использованием средств внешнетраекторных измерений.



Рис. 1. Тепловой аэростат со снаряжёнными манекенами

Достоверность подobia моделей и натурного ОП выполнялась с использованием критериев подobia: числа Фруда (Fr) и числа Ньютона (N) [3]:

$$N = \frac{\rho F_{\Pi} \sqrt{F_{\Pi}}}{m},$$

$$Fr = \frac{g \sqrt{F_{\Pi}}}{V_0^2},$$

$$V_0 = 9,81 \Delta t,$$

где ρ – плотность воздуха; F_{Π} – площадь парашюта; m – полётная масса; V_0 – скорость ввода ПС в действие; Δt – время до момента вытягивания ОП на всю длину.

Расчёты критериев подobia проводились для ОП $F_{\Pi} = 650 \text{ м}^2$ с полётной массой 2600 кг и его уменьшенной модели ($F_{\Pi} = 65 \text{ м}^2$) с полётной массой 100 кг. Полученные результаты приведены в табл. 1. Для наглядности в табл. 1 приведены данные по относительной скорости снижения $V_{сн} / V_0$ ОП.

Таблица 1. Расчётные значения критериев подobia для ОП-650 и модели ОП-65

Площадь испытуемого парашюта	$V_{сн} / V_0$	Fr	N
$F_{\Pi} = 650 \text{ м}^2$	0,158	0,06	7,8
$F_{\Pi} = 65 \text{ м}^2$	0,148	0,04	6,43

Анализ данных табл. 1 говорит о хорошей сходимости получаемых характеристик по скорости снижения для модели и ОП (основного класса [4]), как в рифлёной, так и в наполненной фазах. Обеспечен хороший уровень подобия по числам F_r и N .

В процессе испытаний был выявлен ряд преимуществ сбросов ПС с использованием ТА. Помимо явной экономии затрат на подготовку и проведение испытаний следует отметить возможность оперативной конструктивной доработки уменьшенной модели ПС и проверки её эффективности в эксперименте.

Объектом испытаний в лётных экспериментах с применением ТА являлся макет купола ОП площадью $F_{\text{П}} = 65 \text{ м}^2$ (основные геометрические характеристики приведены на рис. 2).

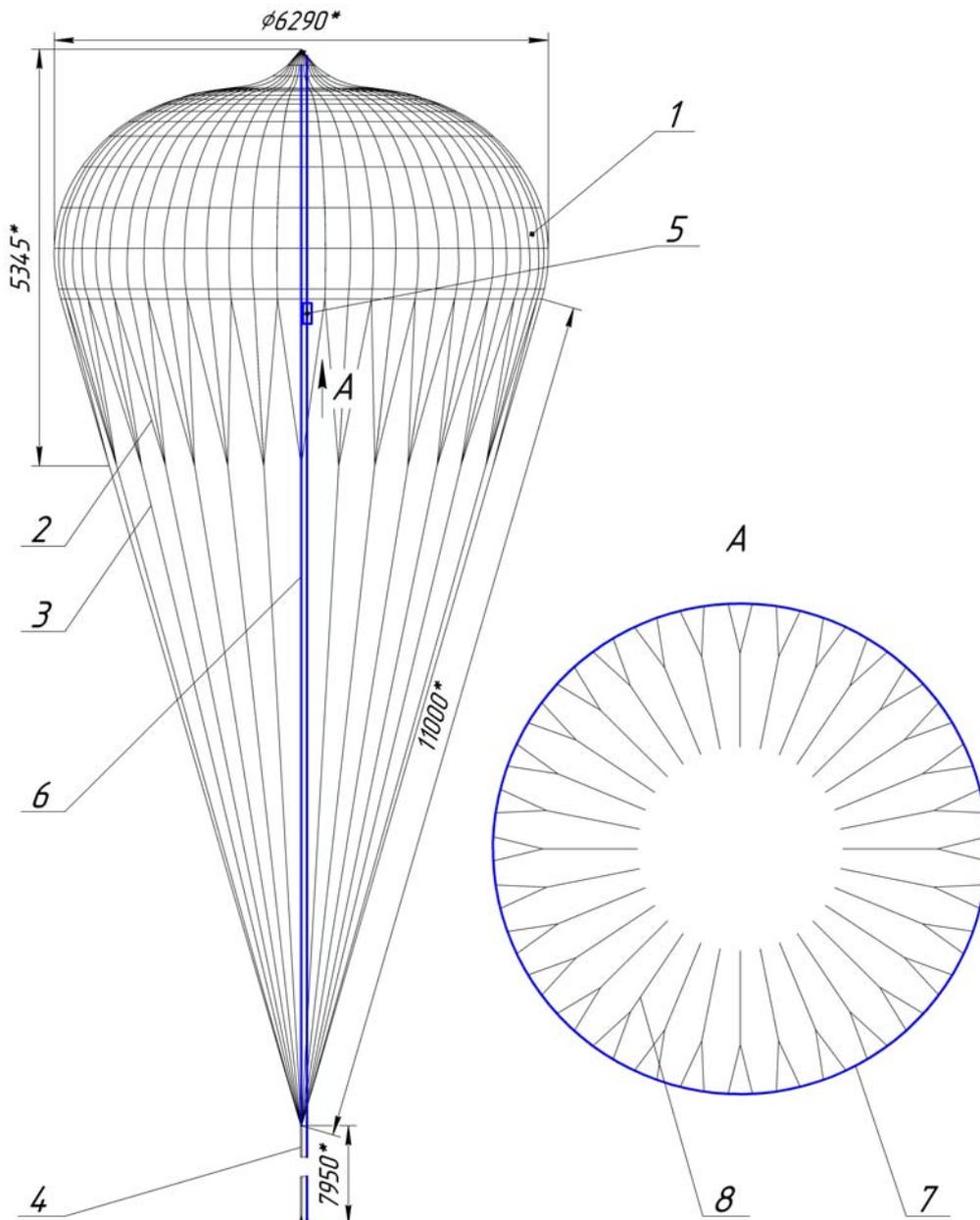


Рис. 2. Основные геометрические характеристики модели ОП:
1 – купол макета ОП; 2 – стропа дополнительная; 3 – стропа основная; 4 – удлинитель строп; 5 – узел рифления; 6 – звено управляющее; 7 – нижняя кромка макета ОП; 8 – шнур рифления

Особенностями конструкции ОП и макета являлись следующие:

- купол парашюта пошит по спецкрою, т.е. его конечная форма – не плоский круг, а форма наполненного купола, что дало возможность сократить расход тканей купола, лент кольцевого каркаса и улучшить устойчивость ОП;
- привычный пояс рифления, опоясывающий купол по нижней кромке, заменён на шнуры, идущие от нижней кромки к центру купола, что положительно влияет на динамику наполнения купола после разрифления (рис. 2, вид А);
- система рифления сконструирована таким образом, чтобы можно было применять рифление как с пиротехническими резаками, так и без них. Для осуществления управляющего воздействия введено управляющее звено, соединяющее полюс купола и десантируемый объект.

Целью проведения экспериментов с ТА являлась проверка работы системы рифления и оценка характера наполнения и скорости снижения ПС.

При испытаниях макетов с ТА были выявлены проблемы, связанные с особенностями конструкции ОП и схемой ввода его в действие. Решение этих вопросов требовало оперативных конструкторских решений и своевременной их проверки, что стало возможно благодаря использованию уменьшенных макетов.

Одним из таких вопросов была необходимость точной настройки звена управляющего (его длины и некоторых конструктивных особенностей) для стабильной работы системы рифления.

За один подъём ТА выполнялось по два сброса снаряжённых манекенов, что значительно увеличило количество экспериментов и сократило полётное время. В то же время подготовка полноразмерной ПС и монтаж её на ГВМ массой до 3000 кг занимал до двух рабочих дней и один рабочий день – на лётный эксперимент. Учитывая большую площадь ОП и значительные (более 60 м) размеры его элементов, оперативная его доработка была связана со значительными технологическими трудностями.

Явный экономический эффект использования ТА для проведения испытаний уменьшенных моделей ПС позволяет говорить о необходимости более широкого их использования при испытаниях ПС. Наибольший эффект возможен при их использовании для отработки конструктивных решений. Дополнительные возможности по оценке характеристик моделей ПС могут быть реализованы при использовании передвижной системы измерений, не ограниченной только цифровой видеосъёмкой. Одним из вариантов её реализации может быть использование мобильной телевизионной измерительной системы с расширенными возможностями.

Таким образом, комбинированное использование в испытаниях полноразмерных ПС и их уменьшенных моделей позволит за счёт использования ТА значительно увеличить объём испытаний без существенного увеличения затрат на их проведение. Оперативная оценка конструкторских решений в ходе испытаний ПС позволяет эффективно внедрять их на всех этапах проектирования и снижать затраты.

Библиографический список

1. Иванов П.И. Лётные испытания парашютных систем. Феодосия: Гранд-С, 2001. 332 с.
2. Иванов П.И., Шмерова Г.В., Криворотов М.М. Методические рекомендации по обработке материалов лётных испытаний ПС с использованием видеосъёмки и программы «Kinovea». Феодосия, 2017. 57 с.
3. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. М.: Наука, 1977. 440 с.
4. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарёв А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.: Физматлит, 2009. 576 с.

PECULIARITIES OF USING HOT-AIR BALLOONS IN TESTS OF PARACHUTE SYSTEMS

© 2017

S. M. Kurinny Principal flight-test engineer;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
padevalo@mail.ru

M. M. Krivorotov Flight-test engineer;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
Krivorotovmm@mail.ru

E. A. Baranichenko Design engineer;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
aus_021@mail.ru

Some peculiarities of using hot-air balloons in testing parachute systems are described in the paper. The main aim is to reduce expenses while testing parachute systems. Similarity criteria such as Froude number and Newton's number were used to assess the reliability of the results of testing scaled-down models of parachute systems. The issue of expeditious changes in the structure of parachute systems and assessment of their effectiveness in tests is discussed. A conclusion is drawn about the advantages of using hot-air balloons for testing models of parachute systems and prospects of their further use.

Parachute systems; hot-air balloon; similarity criteria; main parachute; mass-size evaluation model.

Citation: Kurinny S.M., Krivorotov M.M., Baranichenko E.A. Peculiarities of using hot-air balloons in tests of parachute systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 76-80.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-76-80

References

1. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh system* [Flight tests of parachute systems]. Feodosia: Grand-S Publ., 2001. 332 p.
2. Ivanov P.I., Shmerova G.V., Krivorotov M.M. *Metodicheskie rekomendatsii po obrabotke materialov letnykh ispytaniy PS s ispol'zovaniem videos"emki i programmy «Kinovea»* [Methodical recommendations on processing of materials of flight tests PC with a use of video-recorder and «Kinovea» programme]. Feodosia, 2017. 57 p.
3. Sedov L.I. *Metody podobiya i razmernosti v mekhanike* [Methods of similarity and dimensions in mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1977. 440 p.
4. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* [Parachute systems. Problems and ways of solving them]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2009. 576 p.

ВЫБОР МОДЕЛЕЙ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ДЕМПФЕРОВ В ЗАДАЧАХ РОТОРНОЙ ДИНАМИКИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2017

М. К. Леонтьев доктор технических наук, профессор кафедры «Конструкция и проектирование двигателей»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
lemk@alfatran.com

М. Н. Кутаков инженер-программист;
Инженерно-консультационный центр по роторной динамике турбомашин
ООО «Альфа-Транзит», Москва;
maxim.kutakov@alfatran.com

В настоящее время существуют различные (стандартные) модели гидродинамических демпферов, которые можно применить при решении задач роторной динамики в газотурбинных двигателях. Их выбор для решения конкретной задачи, в конечном счёте, определяет правильность получаемых результатов и зависит от многих факторов – конкретной геометрии демпферов, способов подачи и отвода масла, давления подачи, режимов работы и т.д. Выбор модели демпфера не всегда однозначен и требует предварительной работы. В статье даются рекомендации по выбору той или иной модели демпфера, а также сравниваются результаты в случае применения различных моделей. Исследование ведётся на примере точечного ротора, построенной в среде программной системы DYNAMICS R4 (www.alfatran.com).

Газотурбинный двигатель; роторная система; гидродинамический демпфер, моделирование.

Цитирование: Леонтьев М.К., Кутаков М.Н. Выбор моделей гидродинамических демпферов в задачах роторной динамики газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 81-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-81-93

Обозначения:

p – распределение давления, Па;

R – радиус демпфера, мм;

$L_{экв}$ – эквивалентная длина демпфера $L_{экв} = \sqrt[3]{4(L_1^3 + L_2^3)}$, мм;

$D = 2R$ – диаметр демпфера, мм;

ε – относительный эксцентриситет;

ρ – плотность масла;

e – эксцентриситет;

Ω – частота прецессии ротора, с⁻¹;

μ – динамическая вязкость масла, Па·с;

c – радиальный зазор, мм;

P_{II} – давление подачи масла, Па;

P_H – давление насыщенных паров, Па;

$\bar{P}_{II} = \frac{c^2 P_{II}}{12\mu\Omega R^2}$ – безразмерное давление подачи масла;

$\bar{P}_H = \frac{c^2 P_H}{12\mu\Omega R^2}$ – безразмерное давление насыщенных паров;

$\bar{P}_\kappa = \bar{P}_N (R/L)^2$ – безразмерный параметр подачи масла;

$$\bar{P}_N = \bar{P}_\Pi - \bar{P}_H;$$

A_K, B_K – параметры кавитации «короткого» непроточного демпфера;

$$A_K = 1 + \left(3,76(1-\varepsilon)^{1.51} \exp[2,89(1-\varepsilon)] \right) \bar{P}_K;$$

$$B_K = 1 - \left(10,2(1-\varepsilon)^{2.24} \exp[1,88(1-\varepsilon)] \right) \bar{P}_K;$$

A_D – параметр кавитации «длинного» демпфера;

$$A_D = 1 + 4 \cdot 10^{-5} (1-\varepsilon)^{6.12} \exp[12,9(1-\varepsilon)] \bar{P}_N^{0.9} \quad \text{при } 0 < \varepsilon < 0,5;$$

$$A_D = 1 + (2,76 - 2,45\varepsilon) \bar{P}_N^{0.75} \quad \text{при } 0,5 < \varepsilon < 0,9;$$

$$\Omega_* = \frac{c^2 \Omega \rho}{\mu} \quad \text{– приведённая частота колебаний, } c^{-1};$$

$$Re = \frac{\rho R \Omega e}{\mu} \quad \text{– число Рейнольдса.}$$

Введение

В конструкциях современных газотурбинных двигателей (ГТД) применяются упругодемпферные опоры с гидродинамическими демпферами (ГДД), вязкое трение в которых обеспечивает диссипацию энергии механических колебаний ротора и, как следствие, снижение уровня вибраций. Компьютерное моделирование вибрационных характеристик роторных систем и, в частности, с гидродинамическими демпферами, является важным этапом проектирования газотурбинного двигателя. Существуют различные модели демпферов, построенные как на аналитических решениях уравнений движения жидкости в зазоре демпфера, так и на численных решениях. Теоретическая сторона этих моделей достаточно хорошо проработана (в частности [1 – 3]), однако их выбор при решении практических задач роторной динамики почти всегда вызывает затруднения у инженеров. В статье рассматриваются вопросы выбора модели демпферов, который напрямую связан как с конструкцией демпфера, так и с режимами работы ГТД.

Аналитические модели гидродинамических демпферов

Будем рассматривать модель демпфера как механическую систему с двумя степенями свободы: вибратор совершает относительное движение только в окружном направлении (прецессия) и радиальном – без перекосов в осевом направлении. Весь спектр действующих в демпфере сил показан на рис. 1.

Силы сопротивления, возникающие в демпфере, можно вычислить как интегралы динамического давления жидкости по площади поверхности вибратора. В локальной системе координат r, t имеем:

$$\bar{F} = \{F_r, F_t\}; \tag{1}$$

$$F_r = -R \int_0^{2\pi} \int_0^L p \cos(\varphi) d\varphi dz; \tag{2}$$

$$F_t = -R \int_0^{2\pi} \int_0^L p \sin(\varphi) d\varphi dz.$$

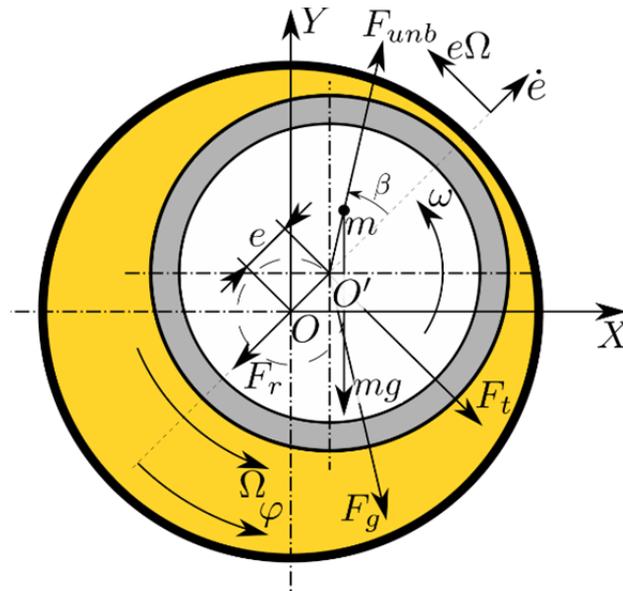


Рис. 1. Дисбаланс и силы сопротивления, возникающие в демпфере

Распределение давления в масляном слое можно получить из решения уравнения Рейнольдса [4]. Уравнение Рейнольдса учитывает градиенты давления жидкости в окружном и осевом направлении. Поэтому уравнение Рейнольдса можно назвать двухмерной моделью ГДД. Однако в таком виде уравнение Рейнольдса не имеет аналитического решения и может быть решено одним из известных численных методов.

Получение одномерного уравнения возможно путём использования приближений «короткого» или «длинного» демпфера с условиями кавитации Гюмбеля (π -плёнка) – половинный охват вибратора смазкой или условиями Зоммерфельда (2π -плёнка) – полный охват демпфера смазкой при отсутствии зоны кавитации. Такой подход позволяет получить аналитическое выражение для функции давления и далее аналитические выражения опорных реакций демпфера при движении вибратора (табл. 1, [2]).

Таблица 1. Аналитические выражения реакций демпфера во вращающейся системе координат

«Короткий» демпфер	
π -плёнка	2π -плёнка
$F_r = \mu R \frac{L^3}{c^2} \left[\frac{\pi}{2} \frac{1+2\varepsilon^2}{(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \dot{\varepsilon} + \frac{2\Omega\varepsilon^2}{(1-\varepsilon^2)^2} \right]$	$F_r = \pi\mu R \frac{L^3}{c^2} \frac{1+2\varepsilon^2}{(1-\varepsilon^2)^{5/2}} \dot{\varepsilon}$
$F_t = \mu R \frac{L^3}{c^2} \left[\frac{2\varepsilon\dot{\varepsilon}}{(1-\varepsilon^2)^2} + \frac{\pi}{2} \frac{\Omega\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^{3/2}} \right]$	$F_t = \pi\mu R \frac{L^3}{c^2} \frac{\Omega\varepsilon}{(1-\varepsilon^2)^{3/2}}$
«Длинный» демпфер	
π -плёнка	2π -плёнка
$F_r = 6\mu L \frac{R^3}{c^2} \left[\frac{\pi\dot{\varepsilon}}{(1-\varepsilon^2)^{3/2}} + \frac{4\Omega\varepsilon^2}{(2+\varepsilon^2)(1-\varepsilon^2)} \right]$	$F_r = 12\pi\mu L \frac{R^3}{c^2} \frac{\dot{\varepsilon}}{(1-\varepsilon^2)^{3/2}}$
$F_t = 12\mu L \frac{R^3}{c^2} \left[\frac{2\dot{\varepsilon}}{(1-\varepsilon)(1-\varepsilon^2)} + \frac{\pi\Omega\varepsilon}{(2+\varepsilon^2)(1-\varepsilon^2)^{1/2}} \right]$	$F_t = 24\pi\mu L \frac{R^3}{c^2} \frac{\Omega\varepsilon}{(2+\varepsilon^2)(1-\varepsilon^2)^{1/2}}$

Аналитические выражения применимы с некоторыми ограничениями соотношений геометрических размеров демпферов, в диапазоне которых приближения «короткого» или «длинного» демпфера можно считать справедливыми. Кроме того, аналитический подход позволяет лишь грубо учесть явление кавитации, учитывая только полный « 2π -плёнка» или половинный « π -плёнка» охват вибратора смазкой. Тем не менее, именно эти приближения являются наиболее часто используемыми. Теоретические границы применения аналитических выражений были рассмотрены в работе [5] и представлены в табл. 2.

Таблица 2. Границы применимости математических моделей

Режим течения		
Ламинарный $Re < 1200$		Турбулентный $Re > 1200$
Метод расчёта		
«Короткий» демпфер $L/D < 0,5$ $\varepsilon \leq 0,75$	Демпфер конечной длины $0,5 < L/D < 2$	«Длинный» демпфер $L/D > 2$
Учёт сил инерции		
Конвективный член $\Omega_* > 10$		Локальный член $\Omega_* > 1$, нестационарное решение
Учёт кавитации		
« π -плёнка» $A_k(A_d) < 1,1$	Специальный учёт $1,1 < A_k(A_d) < 2$	« 2π -плёнка» $A_k(A_d) > 2$

В случае моделирования демпфера конечной длины, а также при необходимости учёта давления подачи масла, турбулентности течения в зазоре демпфера, сил инерции, использования более точных моделей кавитации и т.д. требуется использование модифицированного двухмерного уравнения Рейнольдса, которое решается численными методами. Его решение требует значительно большего машинного времени на вычисления, однако позволяет получить более достоверные результаты в тех случаях, когда формулы дают высокую погрешность вследствие базовых допущений.

Модель ротора с упругодемпферной опорой

Модель включает в себя точечный ротор, систему корпусов и связей между ними (рис. 2).

Связи моделируют подшипник, гидродинамический демпфер с нелинейными характеристиками, подвеску к основанию и упругий элемент.

Характеристики модели роторной системы представлены в табл. 3. Первая критическая частота вращения для такой системы (5470 об/мин) получена без учёта сил реакции гидродинамического демпфера. Учёт реакций будет менять её положение.

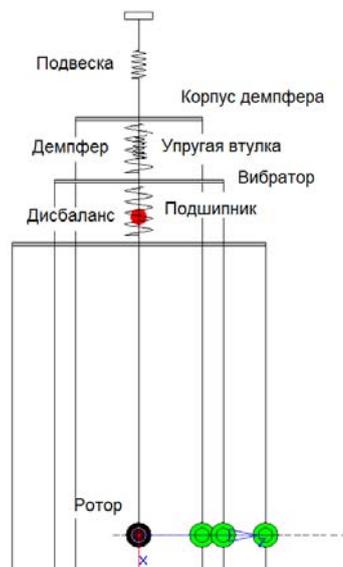


Рис. 2. Модель точечного ротора с упругодемпферной опорой в программе DYNAMICS R4

Таблица 3. Характеристики модели роторной системы

Параметр	Значение
Масса корпуса, кг	100
Жёсткость подвески, Н/м	$5e+9$
Жёсткость подшипника, Н/м	$5e+8$
Жёсткость упругого элемента, Н/м	$1e+7$
Демпфирование в подвеске, Н·с/м	2000
Демпфирование в подшипнике, Н·с/м	500
Масса ротора, кг	25
Масса вибратора, кг	5
Частота вращения ротора, об/мин	8000
Дисбаланс ротора, гсм	50

В качестве примера будем рассматривать модель гидродинамического демпфера реального ГТД, конструкция которого представлена на рис. 3. Демпфер имеет центральную маслораспределительную канавку, торцевые уплотнения. Разгрузка веса (центрирование демпфера) осуществляется с помощью упругой втулки типа «беличье колесо».

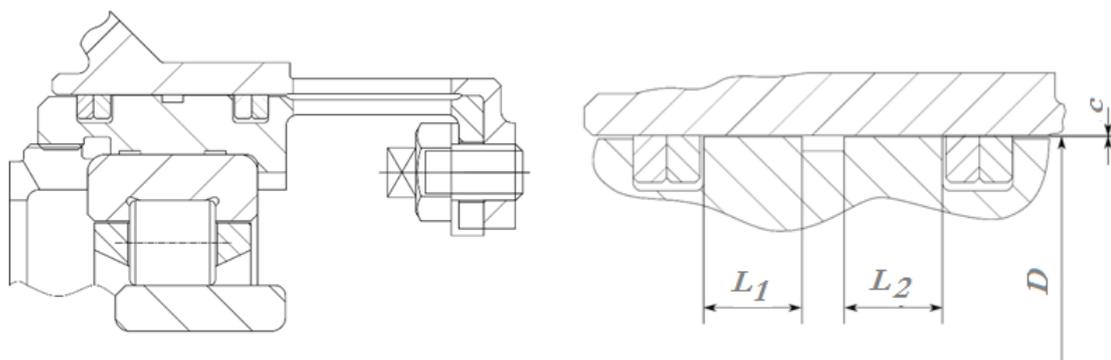


Рис. 3. Гидродинамический демпфер с упругим элементом в конструкции ГТД

Начальные параметры выбранного демпфера и их значения представлены в табл. 4. Торцевые уплотнения считаются идеальными, утечки отсутствуют (демпфер не проточный). Давление в маслораспределительной канавке считается постоянным во всех направлениях и равным давлению подачи [6].

Таблица 4. Параметры демпфера

Параметр	Значение
Радиус демпфера, мм	84
Положение маслораспределительной канавки	центральное
Длина демпфера, включая канавку, мм	18
Ширина питающей канавки, мм	3
Радиальный зазор, мм	0,15
Марка масла	МС-8П
Рабочая температура масла, °С	60
Динамическая вязкость масла, Па·с	0,00513
Плотность, кг/м ³	845
Давление подачи, атм	4

Алгоритм выбора модели демпфера

Для центрированного демпфера независимо от способа подачи масла (канавка или отверстия) можно использовать аналитические решения уравнения Рейнольдса. В настоящем исследовании будем определять условия, при которых можно применить аналитические решения (модели) при решении задач роторной динамики.

Рассмотрим алгоритм выбора модели демпфера с параметрами, приведёнными в табл. 4. Для вычисления критериев из табл. 2 необходимо знать значение относительного эксцентриситета ε на интересующей частоте вращения, в данном случае 5470 об/мин. Для этого производится предварительный расчёт амплитуд колебаний в нестационарной постановке с настройками модели, наиболее подходящими для задачи. Затем, получив эксцентриситет, можно уточнить настройки модели. Предварительно определённый эксцентриситет ε равен 0,73. Вся последовательность шагов алгоритма и результаты расчётов приведены в табл. 5.

Таблица 5. Алгоритм выбора модели демпфера

№ шага	Рассчитываемый параметр	Результаты расчётов	Параметр выбора
1	L/D	$L_{экс} = 15 \text{ мм}; L/D = 0,09 < 0,5$	«короткий»
2	Выбор модели кавитации	$A_K = 2,29 > 2$	« 2π –плёнка»
3	Учёт конвективного члена сил инерции	$\Omega_* = 2,12 < 10$	не требуется
4	Учёт локального члена сил инерции	$\Omega_* = 1 < 2,12$	требуется
5	Учёт турбулентности	$Re = 868 < 1200$	не требуется

Применённая нелинейная модель демпфера из библиотеки программной системы DYNAMICS R4 не учитывает инерцию жидкости. Однако алгоритм показал необходимость учёта локального члена сил инерции жидкости. В то же время, если интересуется конкретный режим, то учёт локальных членов инерции не требуется.

Результаты применения тех или иных аналитических моделей демпферов в рассмотренной точечной модели ротора будут сравниваться с результатами численного расчёта, учитывающими более точно свойства течения и, в частности, условия возникновения кавитации. В численной двухмерной модели демпфера расчётная сетка содержит 90 узлов в окружном направлении и 28 узлов в осевом направлении. Густота сетки обеспечивает приемлемую точность расчёта для всех граничных условий.

Рассмотрим, как влияет изменение тех или иных параметров ротора и демпфера на выбор модели. Решается задача о движении ротора в поле сил веса и динамической инерционной нагрузки от неуравновешенной смещённой массы (дисбаланса) при разгоне. Результаты приводятся для вибратора демпфера в виде зависимостей размаха колебаний в вертикальной плоскости от частоты вращения и орбит его движения на резонансной частоте вращения.

Результаты решения задачи

Давление подачи масла 4 атм. Важно отметить, что условия подвода масла в демпфер в случае применения одномерной аналитической модели учитываются опосредованно через расчёт параметров A_K, A_D , поскольку их значения определяют учёт полного или половинного охвата вибратора смазкой. В численной двухмерной модели

подачу масла можно учесть напрямую через постановку соответствующих граничных условий.

Демпфер (все параметры соответствуют табл. 4 – базовая модель) центрирован с корпусом с помощью упругого элемента, инерционные силы дисбаланса сопоставимы с силой веса, действующей на ротор. Сам ротор находится практически в центральном положении в зазоре демпфера. Такая конфигурация характерна для роторов авиационных ГТД. Результаты расчётов показаны на рис. 4.

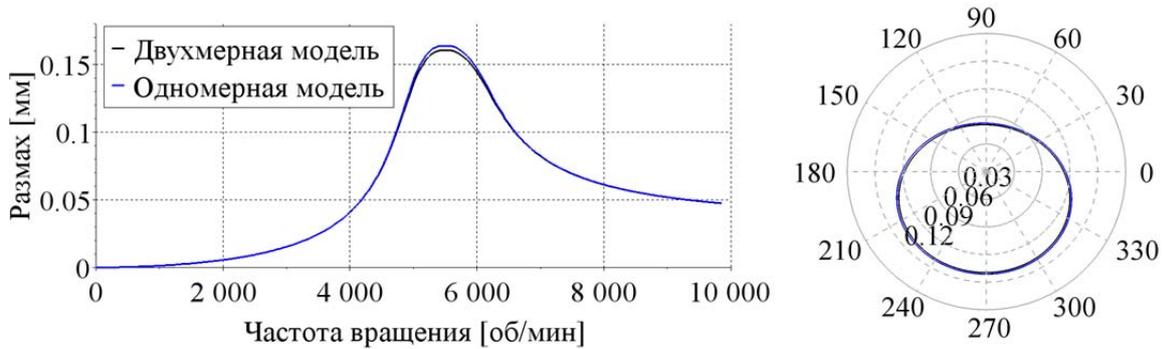


Рис. 4. Размах колебаний ротора и орбиты ротора на резонансной частоте

Орбита, полученная с применением одномерной модели, практически полностью соответствует орбите, полученной с использованием двухмерной модели гидродинамического демпфера.

Сниженное давление подачи масла до 0,1 атм. Расчёты по принятому алгоритму при снижении давления подачи дали следующие результаты: $L_{экв} = 15$ мм – модель «короткого» демпфера; $Re = 1095 < 1200$ (можно не учитывать турбулентность); $A_K = 1 < 1,1$ (можно применить модель «π -плёнка»); $\varepsilon \approx 0,8$; $\Omega_* = 2,45 < 10$ (учёт конвективных сил инерции не требуется). Результаты расчётов приведены на рис. 5.

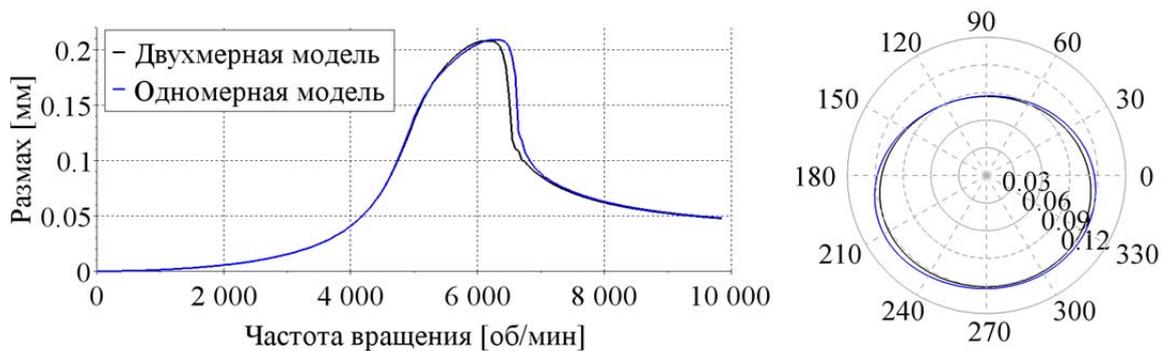


Рис. 5. Размах колебаний ротора и орбиты ротора на резонансной частоте (демпфер с пониженным давлением подачи масла)

Необходимо отметить, что снижение давления привело к скачку перемещения после резонансной частоты (так называемый «jump» эффект). Смещается также и резонансная частота с 5470 об/мин для базовой модели демпфера на 6300 об/мин. Уменьшилось и демпфирование.

Результаты численной модели незначительно отличаются от результатов, полученных с использованием аналитической модели.

Пониженное значения дисбаланса. Такая конфигурация характерна для тяжёлых роторов наземных и корабельных ГТД. Для рассматриваемого случая дисбаланс снижен до 5 гсм. Предварительный расчёт показал, что амплитуда прецессии меньше статического смещения ротора от веса. Прецессия происходит вокруг некоторого стационарного положения. Давление подачи масла соответствует базовому варианту ГДД – 4 атм.

Расчёты по принятому алгоритму показали следующие результаты: $L_{экв} = 15$ мм – модель «короткого» демпфера; $Re = 381 < 1200$ (можно не учитывать турбулентность); $A_K = 18 > 2$ (можно применить модель « 2π -плёнка»); на резонансной частоте 5600 об/мин; $\varepsilon \approx 0,3$; $\Omega_* = 2,17 < 10$ (учёт конвективных сил инерции не требуется). Результаты расчётов приведены на рис. 6.

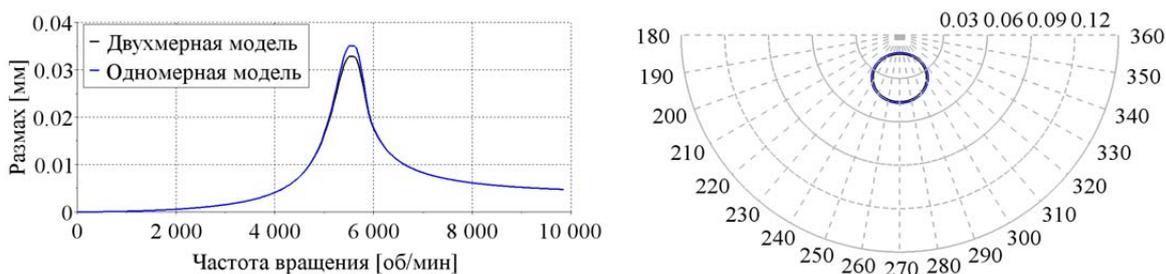


Рис. 6. Размах колебаний и орбиты ротора на резонансной частоте ротора с пониженным дисбалансом

Результаты нестационарного анализа численной модели на резонансной частоте незначительно отличаются от результатов, полученных с использованием аналитической модели. Дисбалансная нагрузка не может вывести ротор на обкатку (движение близкое к круговому вокруг геометрической оси опоры ротора), демпфирование в этом случае минимальное.

Изменение положения маслораспределительной канавки. Пусть центральная канавка в исходном демпфере смещена в крайнее правое положение (рис 7).

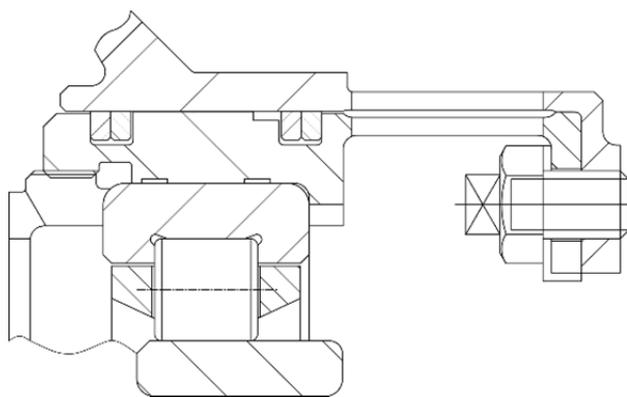


Рис. 7. Демпфер со смещённой маслораспределительной канавкой

Для данного демпфера $L_1 = 15$, $L_2 = 0$. Расчёты по принятому алгоритму показали следующие результаты: $L_{экв} = 23,8$ мм – модель «короткого» демпфера; $Re = 602 < 1200$ (можно не учитывать турбулентность); $A_K = 3,7 > 2$ (можно применить модель « 2π -плёнка»); $\varepsilon \approx 0,478$; $\Omega_* = 2,25 < 10$ (учёт конвективных сил инерции не требуется). Результаты расчётов приведены на рис. 8.

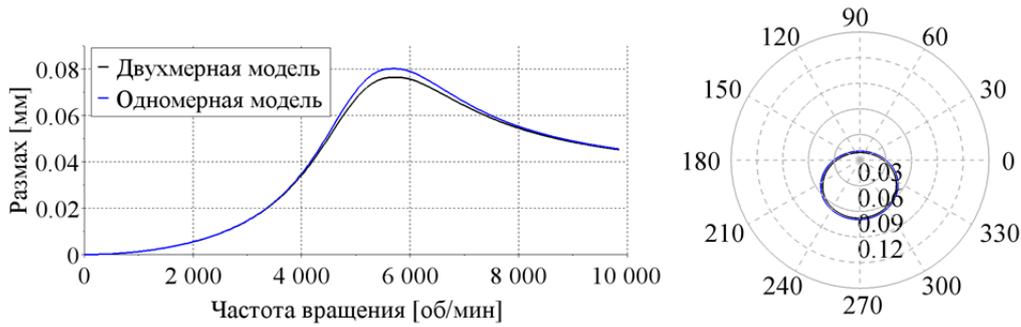


Рис. 8. Размах колебаний ротора и орбита движения ротора на резонансной частоте 5800 об/мин при смещённой канавке

Очевидно, что при смещении канавки увеличивается эквивалентная длина демпфера, что приводит к увеличению демпфирования. Снижается амплитуда на резонансной частоте. Значение резонансной частоты по отношению к базовой модели демпфера практически не изменилось. Аналитическая и численная модели показали достаточно близкие результаты, так как первая применяется в пределах своих ограничений.

Подача масла через отверстия. Рассмотрим некоторые особенности расчёта и характеристик демпфера с подачей масла через отверстия. В примере используются четыре отверстия подачи масла с диаметром 5 мм, равномерно расположенные по окружности. В этом случае демпфер следует рассматривать как «длинный» ввиду малости градиентов давления в осевом направлении за исключением зон вокруг отверстий подачи, которые малы по сравнению с общей площадью поверхности демпфера.

Для данного примера получены следующие параметры. Рабочая длина демпфера $L = 15$ мм. Модель – «длинный» демпфер; $Re = 369 < 1200$ (турбулентность не учитывается); $A_D = 1,017 < 1,1$ (модель « π -плёнка»); $\varepsilon \approx 0,17$; $\Omega_* = 3,88 < 10$ (учёт конвективных сил инерции не требуется). Условие $L/D > 2$ из табл. 2 не выполняется.

Результаты двух расчётов с параметрами базового варианта приведены на рис. 9.

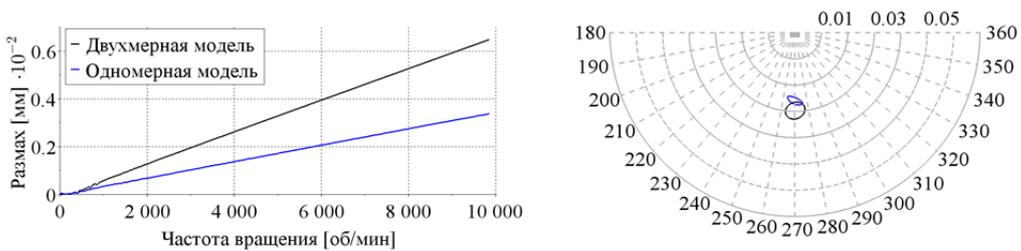


Рис. 9. Размах колебаний и орбита движения ротора с подачей масла в демпфер через отверстия на частоте 10 000 об/мин

Результаты отличаются между собой примерно в два раза во всём диапазоне частот вращения. В первую очередь это объясняется грубым учётом размеров зоны кавитации в одномерной модели. Стоит отметить, что оценки A_D и A_K получены для круговых центрированных орбит, а в случае орбит, смещённых от центрального положения, их применение может вызывать погрешности. Кроме того, можно сделать вывод, что наличие отверстий подачи меняет картину течения в зазоре, что невозможно воспроизвести одномерными моделями. Двухмерная модель даёт более точные результаты, однако время расчёта увеличивается более чем на порядок.

Нецентрированный демпфер с центральной маслораспределительной канавкой. Все предыдущие случаи касались центрированного демпфера – наиболее часто

встречающегося варианта опоры в ГТД. Рассмотрим решение задачи для нецентрированных демпферов.

Несмотря на то, что нецентрированный демпфер обладает существенно нелинейными характеристиками, его применение оправдывается компактностью и простотой конструкции. Именно по этой причине такие демпферы используются в ряде конструкций ведущих производителей двигателей [7; 8].

Ввиду отсутствия центрирующего элемента даже незначительная статическая нагрузка легко смещает вибратор к стенке корпуса. В авиационных ГТД ротор расположен горизонтально и сила веса ротора прижимает вибратор к корпусу. Таким образом, для нецентрированных демпферов характерна работа на больших эксцентриситетах ($\epsilon > 0,75$). При таком эксцентриситете демпфирование достигает очень больших значений, при этом амплитуда колебаний мала, а орбита прецессии имеет характерную сплюснутую и вытянутую в окружном направлении форму («серп луны»), что наблюдается в экспериментах [9; 10].

Применение аналитических решений уравнения Рейнольдса в данном диапазоне может привести к погрешностям. Кроме того, на эксцентриситетах $\epsilon > 0,9$ меняется режим трения: с гидродинамического на режим смешанного трения, когда соприкасаются выступы шероховатостей поверхности, а деформации поверхностей корпуса и вибратора становятся сопоставимы с величиной зазора. Рассмотренные модели игнорируют данные эффекты. Вопрос необходимости учёта смешанного трения и упруго-гидродинамического контакта в нецентрированных демпферах при решении задач роторной динамики является предметом отдельного теоретического и экспериментального исследования. В рамках данной работы сравним поведение рассматриваемых одномерной и двухмерной моделей демпфера в случае отсутствия центрирующего элемента.

Для получения модели нецентрированного демпфера из модели (рис. 2) была удалена связь, имитирующая центрирующий элемент. Все прочие параметры модели соответствуют табл. 3, а параметры демпфера – табл. 4.

Предварительный расчёт показал, что на максимальной частоте вращения 10 000 об/мин частота прецессии составила всего 1183 об/мин, а относительный эксцентриситет $\epsilon \approx 0,9$. Расчёты по принятому алгоритму показали следующие результаты: $L_{экв} = 15$ мм – модель «короткого» демпфера; $Re = 231 < 1200$ (можно не учитывать турбулентность); $A_K = 1,81 > 1,1$ (модели « π -плёнка» и « 2π -плёнка» не вписываются в границы их применения). Требуется применение двухмерной численной модели.

Вместе с тем при таком большом эксцентриситете разрыв плёнки будет присутствовать, т.е. модель « π -плёнка» может оказаться приемлемой для применения. Параметр $\Omega_* = 0,46 < 10$, т.е. учёт конвективных сил инерции не требуется. Результаты расчётов приведены на рис. 10.

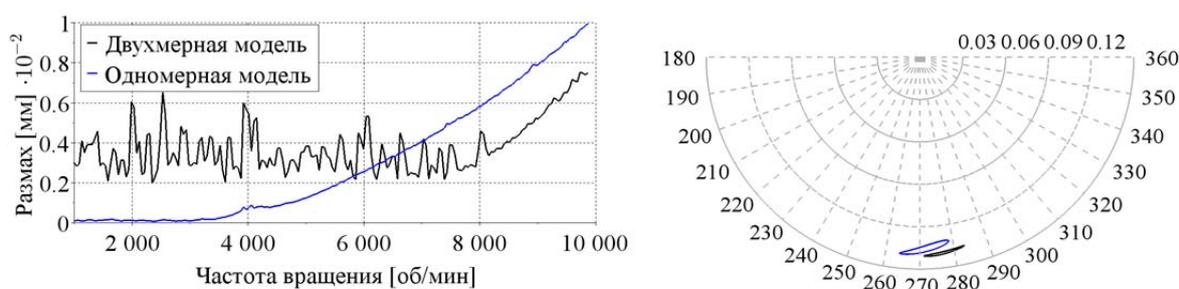


Рис. 10. Размах колебаний и орбиты движения ротора с нецентрированным демпфером на частоте 10 000 об/мин. Дисбаланс 50 гсм

Сравнение результатов моделирования показывает, что вид колебаний, а также форма и положение орбит движения вибратора отличаются.

Проведённый расчёт отвечает на вопрос: «Почему нецентрированный демпфер широко применяется?» – большое демпфирование, возникающее при большом эксцентриситете, меняет динамику роторной системы, уменьшает на порядок размах колебаний по сравнению с центрированным демпфером.

На рис. 11 приведены результаты расчёта предыдущего тестового примера, но с увеличенным до 100 гсм дисбалансом. Увеличение неуравновешенной силы приводит к увеличению амплитуды колебаний. Орбиты на частоте вращения 10 000 об/мин растут. Можно также отметить, что увеличение дисбаланса сближает результаты обеих моделей и приближает их к круговым.

Несмотря на отличие орбит, количественный результат при применении аналитической модели (большое демпфирование) меняется не катастрофически, что имеет важный практический результат, а именно возможность решать практические задачи за минимальное время.

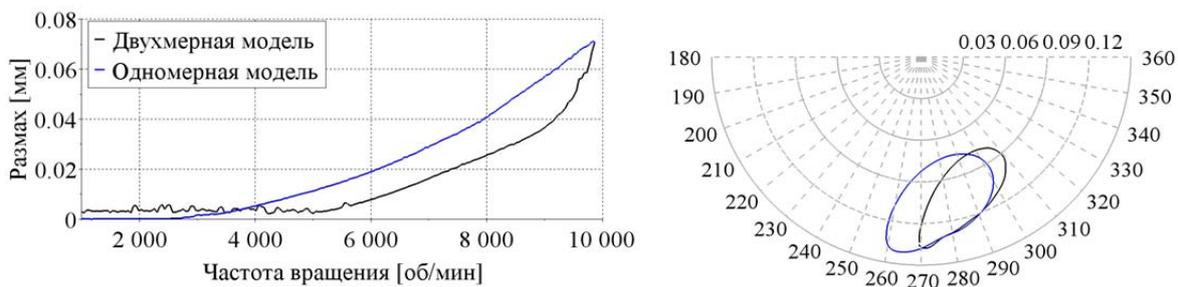


Рис. 11. Размах колебаний и орбиты движения ротора с нецентрированным демпфером на частоте 10 000 об/мин. Дисбаланс 100 гсм

Заключение

Из результатов тестовых расчётов можно сделать вывод, что аналитические модели демпферов демонстрируют результаты, близкие к численным, когда применяются в границах своих базовых допущений, и при этом требуют гораздо меньше машинного времени на проведение вычислений. Например, в первых четырёх численных экспериментах расчёт с одномерной моделью демпфера (аналитическое решение) потребовал в среднем на два порядка меньше времени, чем расчёт с двухмерной моделью демпфера (численное решение). Конечно, этот показатель существенно зависит от применяемых алгоритмов, условий задачи, модели ЭВМ. Представленные в статье критерии носят рекомендательный характер, и окончательное решение по выбору модели остаётся за инженером.

Библиографический список

1. Сергеев С.И. Демпфирование механических колебаний. М.: Физматгиз, 1959. 408 с.
2. Белоусов А.И., Балякин В.Б., Новиков Д.К. Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов. Самара: Самарский научный центр РАН, 2002. 335 с.
3. Леонтьев М.К. Конструкция и расчёт демпферных опор роторов ГТД: уч. пособие. М.: Московский авиационный институт, 1998. 44 с.
4. Reynolds O. On the Theory of Lubrication and Its Application to Mr. Beauchamp Tower's Experiments, Including an Experimental Determination of the Viscosity of Olive Oil

// Proceedings of the Royal Society of London. 1886. V. 40, Iss. 242-245. P. 191-203. DOI: 10.1098/rspl.1886.0021

5. Кутаков М.Н., Дегтярев С.А., Леонтьев М.К. Математические модели гидродинамических демпферов в задачах роторной динамики газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 115-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-115-128

6. Marmol R.A., Vance J.M. Squeeze film damper characteristics for gas turbine engines // Journal of Mechanical Design. 1978. V. 100, Iss. 1. P. 139-146. DOI: 10.1115/1.3453878

7. Cookson R.A., Kossa S.S. The effectiveness of squeeze-film damper bearings supporting rigid rotors without a centralising spring // International Journal of Mechanical Sciences. 1979. V. 21, Iss. 11. P. 639-650. DOI: 10.1016/0020-7403(79)90043-2

8. Cookson R.A. Optimum design of squeeze-film damper bearings // I Mech. E Conference Publications (Institution of Mechanical Engineers). 1981. P. 31-37.

9. Holmes R., Dogan M. Investigation of Squeeze-Film Dampers in Flexible Support Structures // NASA Conference Publication. 1982. P. 415-433.

10. San Andrés L., Den S., Jeung S. H. Transient Response of a Short-Length ($L/D=0.2$) Open-Ends Elastically Supported Squeeze Film Damper: Centered and Largely Off-Centered Whirl Motions // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2016. V. 138, Iss. 12. DOI: 10.1115/1.4034002

SELECTING A SQUEEZE FILM DAMPER MODEL FOR SOLVING PROBLEMS OF GAS TURBINE ENGINE ROTOR DYNAMICS

© 2017

M. K. Leontiev Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Engine Design and Construction;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation;
lemk@alfatran.com

M. N. Kutakov software engineer;
Engineering & consulting centre for dynamic problems in rotating machinery
Alfa-Transit, Co. Ltd. Khimki, Russian Federation;
maxim.kutakov@alfatran.com

Various standard mathematical squeeze film damper (SFD) models that can be applied for solving rotor dynamics problems of gas turbine engines (GTE) are presently available. The accuracy of simulation is ultimately affected by the choice of a certain SFD formulation that depends on many factors – geometry parameters, oil supply method, oil inlet pressure, operating conditions etc. The present contribution suggests some recommendations for selecting a particular mathematical SFD model and compares the simulation results obtained with different SFD formulations. To this end a point rotor system is numerically analyzed with the aid of the DYNAMICS R4 (www.alfatran.com) software.

GTE; rotor system; squeeze film damper, mathematical modeling.

Citation: Leontiev M.K., Kutakov M.N. Selecting a squeeze film damper model for solving problems of gas turbine engine rotor dynamics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 81-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-81-93

References

1. Sergeev S.I. *Dempfirovaniye mekhanicheskikh kolebaniy* [Damping of mechanical vibrations]. Moscow: Fizmatgiz Publ., 1959. 408 p.
2. Belousov A.I., Balyakin V.B., Novikov D.K. *Teoriya i proektirovaniye gidro-*

dinamicheskikh dempferov opor rotorov [Theory and design of hydrodynamic rotor support dampers]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2002. 335 p.

3. Leont'ev M.K. *Konstruktsiya i raschet dempfernykh opor rotorov GTD: uchebnoe posobie* [Design and calculation of gas turbine engine damping rotor supports: Textbook]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1998. 44 p.

4. Reynolds O. On the Theory of Lubrication and Its Application to Mr. Beauchamp Tower's Experiments, Including an Experimental Determination of the Viscosity of Olive Oil. *Proceedings of the Royal Society of London*. 1886. V. 40, Iss. 242-245. P. 191-203. DOI: 10.1098/rspl.1886.0021

5. Kutakov M.N., Degtiarev S.A., Leontiev M.K. Mathematical models of squeeze film dampers in rotor dynamics of gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 115-128. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-115-128

6. Marmol R.A., Vance J.M. Squeeze film damper characteristics for gas turbine engines. *Journal of Mechanical Design*. 1978. V. 100, Iss. 1. P. 139-146. DOI:10.1115/1.3453878

7. Cookson R.A., Kossa S.S. The effectiveness of squeeze-film damper bearings supporting rigid rotors without a centralising spring. *International Journal of Mechanical Sciences*. 1979. V. 21, Iss. 11. P. 639-650. DOI: 10.1016/0020-7403(79)90043-2

8. Cookson R.A. Optimum design of squeeze-film damper bearings. *I Mech. E Conference Publications (Institution of Mechanical Engineers)*. 1981. P. 31-37.

9. Holmes R., Dogan M. Investigation of Squeeze-Film Dampers in Flexible Support Structures. *NASA Conference Publication*. 1982. P. 415-433.

10. San Andrés L., Den S., Jeung S.H. Transient Response of a Short-Length ($L/D=0.2$) Open-Ends Elastically Supported Squeeze Film Damper: Centered and Largely Off-Centered Whirl Motions. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2016. V. 138, Iss. 12. DOI: 10.1115/1.4034002

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ОПТИМИЗАЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА ВЕРТОЛЁТА С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ

© 2017

- Ю. П. Онушкин** кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики и динамики полёта;
филиал Военно-воздушной академии, г. Сызрань;
onushkin163@gmail.com
- Д. А. Сизов** кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики;
филиал Самарского государственного технического университета, г. Сызрань;
sizov.syzran@gmail.com
- В. А. Полуяхтов** кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики и динамики полёта;
филиал Военно-воздушной академии, г. Сызрань;
halfboat@mail.ru
- А. В. Островой** кандидат технических наук, исполнительный директор;
Центр научно-технических услуг «Динамика», г. Жуковский;
dinamika@dinamika-avia.ru

Разработана математическая модель вертикального взлёта вертолётa, учитывающая эксплуатационные условия и индивидуальные возможности конкретного вертолётa. Создана методика оптимизации вертикального взлёта, основанная на генетическом алгоритме. Оценено влияние массы, высоты площадки и температуры наружного воздуха на параметры оптимального закона управления при вертикальном взлёте вертолётa Ми-8МТ.

Вертолёт; вертикальный взлёт, эксплуатационные условия; оптимизация; управление; генетический алгоритм.

Цитирование: Онушкин Ю.П., Сизов Д.А., Полуяхтов В.А., Островой А.В. Математическая модель и оптимизация вертикального взлёта вертолётa с учётом эксплуатационных условий и аэродинамического демпфирования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 94-103. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-94-103

Введение

Оптимизация взлёта и посадки вертолётов является популярным и востребованным направлением в научном мире. Шмитц [1] выполнял оптимизацию взлёта тяжёлонагруженного вертолётa в двухмерной постановке. Динамика движения моделировалась методом баланса мощностей, и при заданном горизонтальном смещении с помощью модифицированного метода проекции градиента (modified gradient projection algorithm) максимизировалась высота подъёма. Сербе и Райхерт [2] оптимизировали взлёт «по-самолётному» и посадку вертолётa, используя метод баланса мощностей и предварительно рассчитанные сетки потребных мощностей. Окуно и Кавачи [3] с помощью нелинейной теории оптимального управления (nonlinear optimal control theory) проводили оптимизацию взлёта и последующей посадки в случае отказа одного из двигателей вертолётa в двухмерной постановке, добиваясь минимальной вертикальной скорости посадки. В [4] решалась аналогичная задача с помощью метода последовательного восстановления градиента (sequential gradient-restoration algorithm). Целевая функция в работе зависит от расстояния между точками взлёта и посадки. В [5] разработали нечёткий контроллер для управления различными манёврами одновинтового вертолётa. Оптимальные значения параметров контроллера рассчитывались в этой работе с помо-

щью генетического алгоритма [6]. В [7] создали методику оптимизации взлёта и посадки, основанную на дискретизации задачи методом конечных элементов. В этой работе минимизируется целевая функция, которая зависит от просадки вертолёт в процессе разгона и общего шага (ОШ) несущего винта (НВ). Аузяк, Будин и Дрёмов [8] проводили оптимизацию вертикального взлёта и посадки прямым методом приближённой оптимизации, разработанным в Академии им. Жуковского. В этой работе минимизируемая целевая функция зависит не только от координаты и скорости вертолёт, но и от времени, затраченного на выполнение манёвра.

Таким образом, исследование методик оптимизации строго вертикальных режимов полёта вертолёт в литературе представлено недостаточно, несмотря на то, что практически любое полётное задание предполагает наличие двух вертикальных режимов полёта – взлёта и посадки. Важным является ещё и тот факт, что при выполнении этих манёвров в опасной близости от земли должны учитываться индивидуальные возможности вертолёт и эксплуатационные условия. Кроме того, в случае применения военных вертолёт из засад вертикальные взлёт и посадка должны быть выполнены за минимальное время.

Постановка задачи

Из вышеизложенного следует, что необходимо создать математическую модель вертикального взлёта вертолёт в произвольных эксплуатационных условиях (т.е. могут варьироваться масса вертолёт, высота площадки, температура наружного воздуха).

На математическую модель должны быть наложены следующие ограничения:

- конечная высота вертолёт не может быть больше его статического потолка при заданных эксплуатационных условиях;
- с целью ускорения выполнения взлёта темп изменения ОШ должен быть максимальным, но при этом обеспечивающим постоянство частоты вращения НВ.

Далее необходимо выполнить верификацию математической модели путём сравнения расчётных результатов с данными, полученными в лётном эксперименте.

В заключение следует выполнить оптимизацию вертикального взлёта и выяснить влияние эксплуатационных условий на оптимальные законы управления. Оптимальным будем считать такой закон управления, в результате применения которого в заданных эксплуатационных условиях вертолёт вышел на заданную высоту с нулевыми скоростью и ускорением за минимальное время (с учётом погрешностей измерения указанных величин).

Математическая модель вертикального взлёта

При создании математической модели сделаны следующие допущения:

- движения вертолёт вокруг центра масс парируются лётчиком, следовательно, задача сводится к изучению движения центра масс;
- масса вертолёт не изменяется в процессе взлёта;
- в начальный момент времени значение ОШ НВ меньше взлётного и вертолёт покоится на поверхности земли;
- взлёт выполняется в штилевых условиях;
- частота вращения НВ постоянна.

Задача решается в одномерной постановке, т.е. исследуется движение вертолёт вдоль неподвижной связанной с землёй вертикальной оси y (начало координат располагается в точке, соответствующей нулевой барометрической высоте).

Дифференциальное уравнение движения вертолёт имеет вид

$$\ddot{y} = \begin{cases} 0, t < \tau, \\ \frac{T-Q}{m} - g, t \geq \tau, \end{cases} \quad (1)$$

где T – сила тяги НВ; $Q = Q(\dot{y})$ – сила лобового сопротивления планера; m – масса вертолѐта; g – ускорение свободного падения; τ – время отрыва вертолѐта от площадки, характеризуемое равенством $T = mg$.

Для определения значения силы тяги НВ использовалась известная квазистационарная постановка, при которой

$$T = KC_t F \rho \frac{(\omega R)^2}{2}. \quad (2)$$

Здесь F – ометаемая площадь НВ; $\rho = \rho(y)$ – плотность воздуха; ω – угловая скорость НВ; R – радиус НВ. Коэффициент тяги НВ C_t в формуле (2) является функцией ОШ НВ. Зависимость $C_t(\varphi)$ близка к линейной (рис. 1) и обычно находится из натурного эксперимента.

Коэффициент K , входящий в (2), учитывает влияние «воздушной подушки», дающей дополнительный прирост тяги в непосредственной близости от поверхности земли. Значение коэффициента K зависит от расстояния от земли до колѐс и диаметра НВ вертолѐта [9–11] (рис. 2).

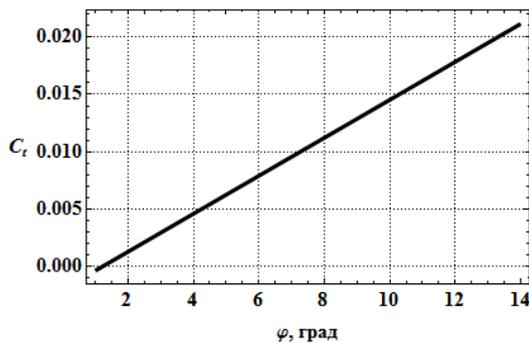


Рис. 1. Эмпирическая зависимость между коэффициентом тяги и ОШ НВ вертолѐта Ми-8МТ

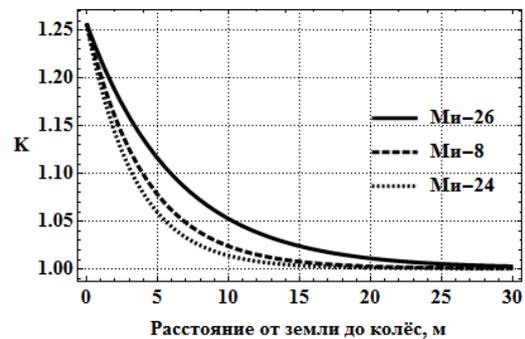


Рис. 2. K определению эмпирического коэффициента влияния «воздушной подушки» для различных типов вертолѐтов

Сила тяги НВ зависит не только от координаты, но и от вертикальной скорости вертолѐта, что объясняется аэродинамическим демпфированием, обусловленным изменением условий обтекания элементов лопастей. Это изменение можно количественно охарактеризовать приращением ОШ НВ (положительным при посадке и отрицательным при взлѐте):

$$\Delta\varphi = \operatorname{arctg} \frac{\dot{y}}{\omega r_{0,7}} \approx \frac{\dot{y}}{\omega r_{0,7}},$$

где $r_{0,7}$ – радиус характерного сечения лопасти.

Учитывая указанные зависимости, а также тот факт, что ОШ НВ является некоторой функцией времени, характеризующей управление, получаем окончательное выражение для силы тяги НВ:

$$T = T(y, \dot{y}, t) = K(y) C_t(\varphi(t) + \Delta\varphi(\dot{y})) F \rho(y) \frac{(\omega R)^2}{2}.$$

Очевидно, существует и предельное значение силы тяги, которое может быть реализовано на конкретном вертолёте в заданных эксплуатационных условиях. Определить это значение с учётом этих условий, а также связанных с износом лопаток турбокомпрессора индивидуальных возможностей вертолёта позволяет метод энергий [12], из которого можно найти максимально возможную нормальную скоростную перегрузку

$$n_y^{\max} = f(t^\circ, m, y),$$

где t° – температура наружного воздуха.

Далее легко найти искомое предельное значение тяги НВ согласно определению перегрузки:

$$T_{\max} = n_y^{\max} mg,$$

после чего можно определить взлётное значение ОШ НВ φ_{\max} из (2) с учётом известной зависимости $C_t(\varphi)$.

Верификация математической модели

Верификация математической модели проводилась посредством сравнения результатов расчётов с результатами лётного эксперимента, проведённого на аэродроме «Троекуровка» (Сызранский район Самарской области). В ходе лётного эксперимента на вертолёте Ми-8МТ был выполнен вертикальный взлёт на высоту 50 м от поверхности земли (барометрическая высота площадки 150 м) с последующим висением. Масса вертолёта составляла 11 100 кг (с относительной погрешностью $\pm 2\%$), температура воздуха за бортом $23,4 \pm 0,1^\circ\text{C}$. Полётная информация получена с бортового устройства регистрации (БУР). Согласно тактико-техническим данным БУР барометрическая высота измерялась с погрешностью $\pm 4\%$, ОШ НВ – с погрешностью $\pm 5\%$. Снятые с БУР значения ОШ были обработаны медианным фильтром и переданы в описанную выше математическую модель. Сопоставление результатов лётного эксперимента и расчёта приведено на рис. 3.

Как видно из рисунка, предлагаемая математическая модель позволяет получить характер изменения барометрической высоты, близкий к реальному. Также практически совпадают расчётное и экспериментальное время отрыва вертолёта от поверхности земли. При одном и том же законе изменения ОШ НВ расчётная барометрическая высота несколько превышает полученную в лётном эксперименте (в конечной точке разность составляет 7 м), что, однако, приемлемо с учётом заявленной погрешности её измерения.

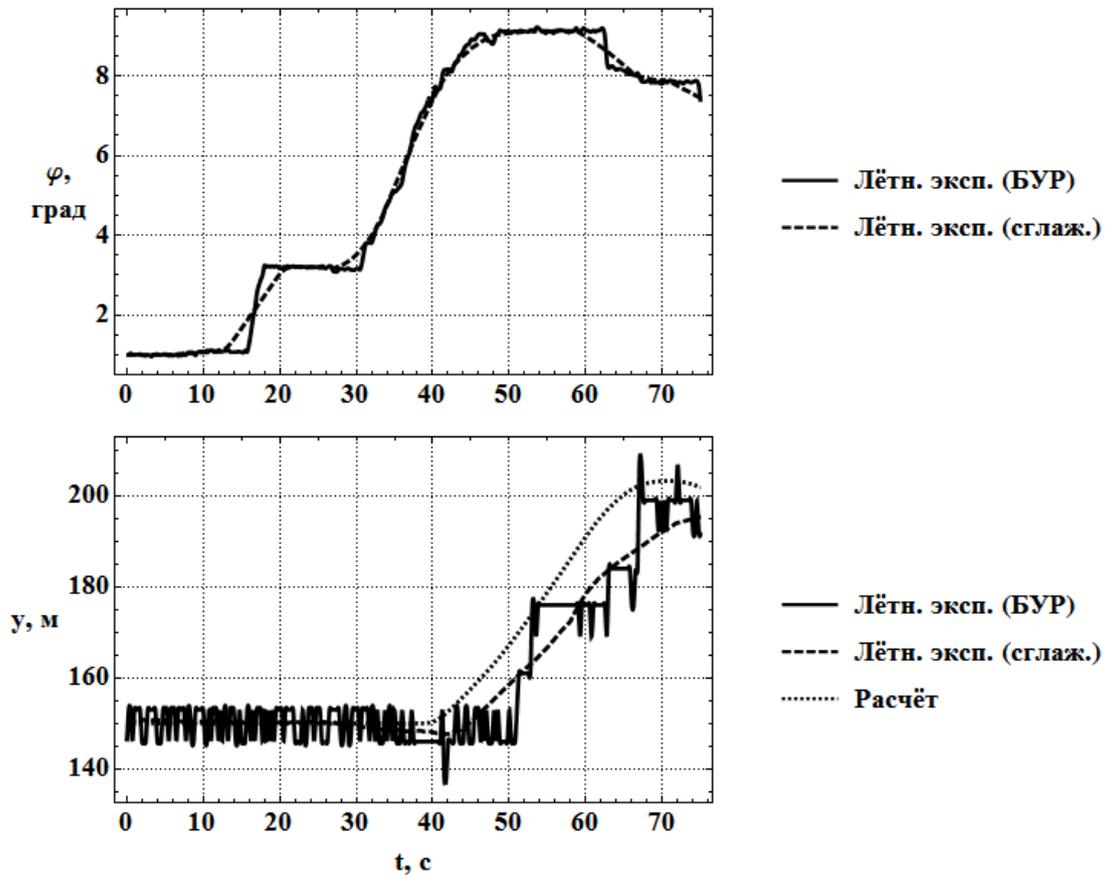


Рис. 3. Экспериментальные и расчётные зависимости ОШ НВ и барометрической высоты вертолёта от времени

Таким образом, предлагаемая математическая модель является адекватной и может быть использована для получения новых результатов, в том числе для оптимизации вертикального взлёта.

Методика оптимизации вертикального взлёта

Очевидно, существует бесконечное множество законов управления $\varphi(t)$, позволяющих реализовать вертикальный взлёт. В настоящей работе исследуется закон, который может быть задан следующей зависимостью темпа изменения ОШ от времени:

$$\dot{\varphi}(t) = \begin{cases} k, & t \in [0, t_1), \\ 0, & t \in [t_1, t_2), \\ -k, & t \in [t_2, t_3), \\ k, & t \in [t_3, t_4), \\ 0, & t \geq t_4, \end{cases}$$

где t – время, с; t_i – некоторые значения времени, $t_1 > 0$, $t_{i+1} > t_i$; k – максимальный темп изменения ОШ, град/с. Для вертолёта Ми-8МТ параметр k может быть принят равным 5 град/с.

Используются также следующие граничные условия:

$$\begin{aligned}\varphi(0) &= \varphi_0, \\ \varphi(t_1) &= \varphi_{\max}, \\ \varphi(t_4) &= \varphi_{\text{hover}}, \\ \dot{y}(0) &= 0,\end{aligned}$$

где φ_0 – заданное начальное значение ОШ; φ_{\max} – максимально возможное при данных эксплуатационных условиях значение ОШ НВ, которое можно найти из метода энергий, как было показано выше; φ_{hover} – значение ОШ НВ, обеспечивающее висение вне зоны влияния «воздушной подушки» ($K = 1$), которое можно определить из формулы (2) с учётом зависимости $C_t(\varphi)$, подставив вместо силы тяги НВ вес вертолёта.

Введём новые параметры $\Delta t_{12} = t_2 - t_1$ и $\Delta t_{23} = t_3 - t_2$, обозначающие соответственно время удержания постоянного значения ОШ НВ и время, в течение которого производится его уменьшение с целью гашения вертикальной скорости.

Поскольку параметры k , φ_0 , φ_{\max} и φ_{hover} известны, нетрудно выразить значения t_1 и t_4 :

$$\begin{aligned}t_1 &= \frac{\varphi_{\max} - \varphi_0}{k}, \\ t_4 &= t_1 + \Delta t_{12} + \Delta t_{23} + \frac{\varphi_{\text{hover}} - (\varphi_{\max} - k\Delta t_{23})}{k}.\end{aligned}$$

Таким образом, при использовании предлагаемого закона для вертикального взлёта в описании управления присутствуют два неизвестных параметра: Δt_{12} и Δt_{23} .

Поскольку дифференциальное уравнение движения вертолёта (1) может быть решено только численно, для оптимизации необходим численный метод, позволяющий получить приближённое решение задачи в виде набора параметров Δt_{12} и Δt_{23} , соответствующих вертикальному взлёту, наиболее близкому к оптимальному.

В данной работе используется генетический алгоритм [6], с помощью которого выполняется случайное генерирование, комбинирование (crossover) и мутация исходных параметров для заданного числа поколений. Комбинирование и мутация исходных параметров с учётом наложенных ограничений производится с помощью метода, предложенного Дебом [13]. В каждом поколении отбираются наилучшие решения, характеризующиеся минимальными значениями целевой функции, которая имеет вид

$$F = A_1 t_4 + A_2 |\ddot{y}(t_4)| + A_3 |\dot{y}(t_4)| + A_4 |Y - y(t_4)|,$$

где Y – требуемое значение барометрической высоты; A_i – постоянные коэффициенты, подбираемые опытным путём. Все последующие расчёты были выполнены с использованием значений $A_1 = 2$, $A_2 = A_4 = 4$, $A_3 = 6$, которые позволили минимизировать время выполнения вертикального взлёта, обеспечив при этом значительно меньшие по сравнению с погрешностями измерений отклонения ускорения, скорости и координаты от требуемых значений.

Результаты

С использованием представленных выше математической модели и методики оптимизации были проведены исследования влияния эксплуатационных условий (массы вертолѐта, высоты площадки, температуры наружного воздуха) на параметры, характеризующие оптимальный закон управления вертикальным взлѐтом вертолѐта Ми-8МТ. Если не указано иное, в описанных ниже численных экспериментах масса вертолѐта составляла 11 100 кг, барометрическая высота 0, заданное изменение высоты 50 м, температура наружного воздуха 15°C, начальное значение ОШ НВ 3°. Взлѐтное значение ОШ НВ соответствовало частоте вращения НВ, равной 95% от максимального значения.

Влияние массы. Была произведена оптимизация вертикального взлѐта вертолѐта для трёх значений массы: 10 000, 11 100 и 12 000 кг (рис. 4, а).

Видно, что время удержания постоянного значения ОШ (следовательно, и время выполнения вертикального взлѐта) ожидаемо растѐт с увеличением массы вертолѐта. Кроме того, для массы 12 000 кг особенно хорошо заметно влияние «воздушной подушки», дающей значительный прирост вертикальной скорости на начальном этапе.

Влияние высоты площадки. Высота площадки, с которой производится взлѐт, влияет на плотность воздуха, на максимально возможное значение ОШ НВ и, в конечном итоге, на параметры оптимального вертикального взлѐта (рис. 4, б). Были проведены два численных эксперимента для барометрических высот 0 и 500 м.

Можно заметить, что при увеличении барометрической высоты площадки с 0 до 500 м время выполнения оптимального взлѐта возрастает на 50%.

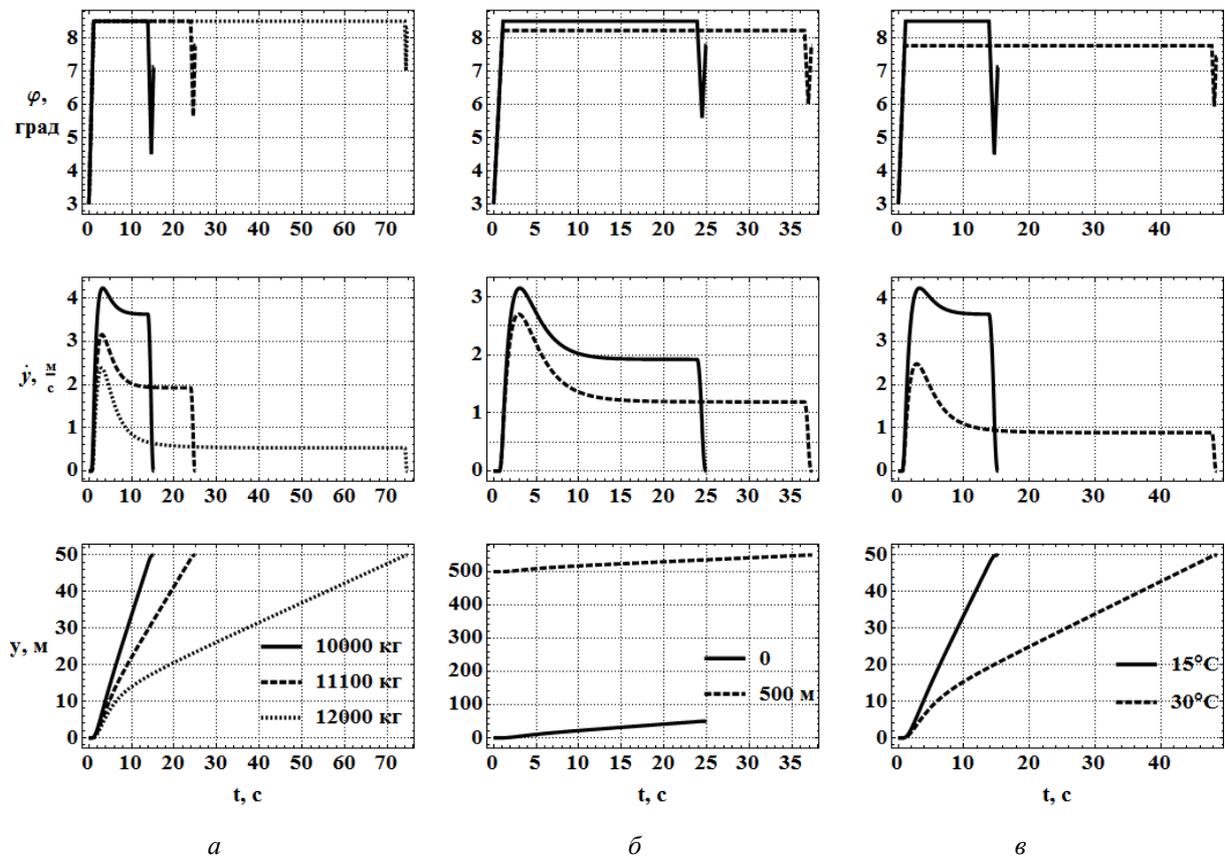


Рис. 4. Зависимости оптимального ОШ НВ, скорости и координаты вертолѐта от времени при варьировании некоторых исходных параметров:
а – массы вертолѐта; б – барометрической высоты площадки; в – температуры наружного воздуха

Влияние температуры наружного воздуха. Температура наружного воздуха в значительной степени влияет на возможности силовой установки, а следовательно и на максимально возможное значение ОШ НВ. В численных экспериментах, результаты которых показаны на рис. 4, в, масса вертолёта составляла 10 000 кг, а температура наружного воздуха 15 и 30°C.

Видно, что повышение температуры до 30°C существенно увеличивает время выполнения оптимального вертикального взлёта.

Заключение

В работе выполнен анализ и оптимизация начальных этапов взлёта, а именно отрыва, вертикального набора высоты и зависания. Результаты исследования могут быть использованы для создания программы автоматического управления как пилотируемого вертолёта, так и беспилотного. Дальнейшие исследования предполагается проводить в области оптимизации остальных этапов взлёта, а также разработки оптимизационного алгоритма выполнения посадочного манёвра и посадки.

Библиографический список

1. Schmitz F.H. Optimal Takeoff Trajectories of a Heavily Loaded Helicopter // Journal of Aircraft. 1971. V. 8, Iss. 9. P. 717-723. DOI: 10.2514/3.59162
2. Cerbe T., Reichert G. Optimization of helicopter takeoff and landing // Journal of Aircraft. 1989. V. 26, Iss. 10. P. 925-931. DOI: 10.2514/3.45863
3. Okuno Y., Kawachi K. Optimal Takeoff of a Helicopter for Category A V/STOL Operations // Journal of Aircraft. 1993. V. 30, Iss. 2. P. 235-240. DOI: 10.2514/3.48271
4. Zhao Y., Jhemi A.A., Chen R.T.N. Optimal Vertical Takeoff and Landing Helicopter Operation in One Engine Failure // Journal of Aircraft. 1996. V. 33, Iss. 2. P. 337-346. DOI: 10.2514/3.46943
5. Phillips C., Karr C., Walker G. Helicopter Flight Control with Fuzzy Logic and Genetic Algorithms // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 1996. V. 9, Iss. 2. P. 175-184. DOI: 10.1016/0952-1976(95)00008-9
6. Goldberg D.E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning. Boston: Addison-Wesley Publishing Company, 1989. 432 p.
7. Bottasso C.L., Croce A., Leonello D., Riviello L. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles // Journal of the American Helicopter Society. 2005. V. 50, Iss. 2. P. 165-177. DOI: 10.4050/1.3092853
8. Аузяк А.Г., Будин В.И., Дрёмов Ф.В. Математическое моделирование оптимального управляемого полёта вертолёта на вертикальных режимах // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. № 1. С. 19-23.
9. Инструкция экипажу вертолёта Ми-8МТ. Книга 1. М.: Воениздат, 1982. 440 с.
10. Инструкция экипажу вертолёта Ми-24В. Книга 1. М.: Воениздат, 1987. 311 с.
11. Руководство по лётной эксплуатации вертолёта Ми-26Т. Книга 1. М.: Министерство гражданской авиации СССР, 1988. 402 с.
12. Михайлов С.А., Онушкин А.Ю. Метод энергий в вопросе расчёта манёвренных возможностей вертолёта с учётом конкретных эксплуатационных условий // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2007. № 2. С. 7-11.
13. Deb K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms // Computer Methods in Applied mechanics and engineering. 2000. V. 186, Iss. 2-4. P. 311-338. DOI: 10.1016/s0045-7825(99)00389-8

MATHEMATICAL MODEL AND OPTIMIZATION OF HELICOPTER VERTICAL TAKEOFF CONSIDERING OPERATIONAL CONDITIONS AND AERODYNAMIC DAMPING

© 2017

- Yu. P. Onushkin** Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Aerodynamics and Flight Dynamics;
Branch of Air Force Academy, Syzran, Russian Federation;
onushkin163@gmail.com
- D. A. Sizov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Engineering Mechanics;
Branch of Samara State Technical University, Syzran, Russian Federation;
sizov.syzran@gmail.com
- V. A. Poluyakhtov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aerodynamics and Flight Dynamics;
Branch of Air Force Academy, Syzran, Russian Federation;
halfboat@mail.ru
- A. V. Ostrovoy** Candidate of Science (Engineering), executive director;
Center of sci-tech services "Dinamika", Zhukovsky, Russian Federation;
dinamika@dinamika-avia.ru

A mathematical model of helicopter vertical takeoff was created. The model takes into account operating conditions and individual performance capabilities of a given helicopter. An optimization technique based on a genetic algorithm was introduced. The influence of mass, initial height and outside air temperature on the parameters of the optimal control law in case of vertical takeoff of Mi-8MT helicopter was estimated.

Helicopter; vertical takeoff; operating conditions; optimization; control; genetic algorithm.

Citation: Onushkin Yu.P., Sizov D.A., Poluyakhtov V.A., Ostrovoy A.V. Mathematical model and optimization of helicopter vertical takeoff considering operational conditions and aerodynamic damping. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 94-103. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-94-103

References

1. Schmitz F.H. Optimal Takeoff Trajectories of a Heavily Loaded Helicopter. *Journal of Aircraft*. 1971. V. 8, Iss. 9. P. 717-723. DOI: 10.2514/3.59162
2. Cerbe T., Reichert G. Optimization of helicopter takeoff and landing. *Journal of Aircraft*. 1989. V. 26, Iss. 10. P. 925-931. DOI: 10.2514/3.45863
3. Okuno Y., Kawachi K. Optimal Takeoff of a Helicopter for Category A V/STOL Operations. *Journal of Aircraft*. 1993. V. 30, Iss. 2. P. 235-240. DOI: 10.2514/3.48271
4. Zhao Y., Jhemi A.A., Chen R.T.N. Optimal Vertical Takeoff and Landing Helicopter Operation in One Engine Failure. *Journal of Aircraft*. 1996. V. 33, Iss. 2. P. 337-346. DOI: 10.2514/3.46943
5. Phillips C., Karr C., Walker G. Helicopter Flight Control with Fuzzy Logic and Genetic Algorithms. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*. 1996. V. 9, Iss. 2. P. 175-184. DOI: 10.1016/0952-1976(95)00008-9
6. Goldberg D.E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning. Boston: Addison-Wesley Publishing Company, 1989. 432 p.
7. Bottasso C.L., Croce A., Leonello D., Riviello L. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles. *Journal of the American Helicopter Society*. 2005. V. 50, Iss. 2. P. 165-177. DOI: 10.4050/1.3092853
8. Auzyak A.G., Budin V.I., Dremov F.V. Mathematical modeling of an optimal controlled helicopter flight at vertical regimes. *Russian Aeronautics*. 2010. V. 53, Iss. 1. P. 26-32. DOI: 10.3103/s1068799810010046

9. *Instruktsiya ekipazhu vertoleta Mi-8MT. Kniga 1* [Helicopter Mi-8MT. Operating Procedures. V. 1]. Moscow: Voenizdat Publ., 1982. 440 p.
10. *Instruktsiya ekipazhu vertoleta Mi-24V. Kniga 1* [Helicopter Mi-24V. Operating Procedures. V. 1]. Moscow: Voenizdat Publ., 1987. 311 p.
11. *Rukovodstvo poletnoy ekspluatatsii vertoleta Mi-26T. Kniga 1* [Helicopter Mi-26T. Flight Manual. V. 1]. Moscow: Ministerstvo Grazhdanskoj Aviatsii SSSR Publ., 1988. 402 p.
12. Mikhailov S.A., Onushkin A.Yu. Power balance method in calculation of helicopter maneuverability taking into account specific operational conditions. *Russian Aeronautics*. 2007. V. 50, Iss. 2. P. 121-128. DOI: 10.3103/s106879980702002x
13. Deb K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2000. V. 186, Iss. 2-4. P. 311-338. DOI: 10.1016/s0045-7825(99)00389-8

ПОСТРОЕНИЕ СХЕМЫ ПОЛЁТА БЛОКА ВЫВЕДЕНИЯ «ВОЛГА» ПРИ ГРУППОВОМ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛОСКОСТЬ ОРБИТЫ С ТРЕБУЕМОЙ УГЛОВОЙ ДАЛЬНОСТЬЮ МЕЖДУ АППАРАТАМИ

© 2017

А. С. Поплевин ведущий инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
apoplevin@mail.ru

Н. А. Панов ведущий инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
nikolaos11@mail.ru

Рассматриваются вопросы построения схемы полёта блока выведения (БВ) и её баллистическое обоснование при условии минимизации времени выполнения миссии с учётом энергетических возможностей БВ при групповом выведении космических аппаратов (КА) в плоскость орбиты с обеспечением равномерной угловой дальности между аппаратами и формирование программы управления движением для реализации выбранной схемы полёта. Решение задачи разделено на два этапа: выбор схемы полёта и её проектно-баллистический анализ и формирование программы управления движением центра масс, обеспечивающей реализацию разведения КА. Для решения задачи проектно-баллистического анализа схемы полёта разработан математический аппарат, позволяющий по конечным соотношениям с использованием методов линейного программирования определять схему полёта, удовлетворяющую заданным критериям по времени и затратам топлива.

Групповое выведение КА; схема полёта блока выведения; баллистическое обоснование; программа управления движением; разведение по аргументу широты.

Цитирование: Поплевин А.С., Панов Н.А. Построение схемы полёта блока выведения «Волга» при групповом выведении космических аппаратов в плоскость орбиты с требуемой угловой дальностью между аппаратами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 104-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-104-113

1. В настоящее время широкое распространение получили спутниковые системы космических аппаратов, космический сегмент которых представлен орбитальной группировкой из нескольких плоскостей и нескольких космических КА в каждой плоскости. При групповом выведении КА в плоскость орбиты требуемая угловая дальность между аппаратами в одной плоскости может быть обеспечена [1 – 3]:

- работой средств отделения (пружины, толкатели) КА от блока выведения (за счёт выбора величины и направления импульса отделения каждого КА);
- активным маневрированием каждого КА за счёт использования двигателей;
- разведением КА по аргументу широты с использованием блока выведения.

Выведение группы КА с их разведением на целевой орбите по аргументу широты с использованием БВ характеризуется:

- уменьшением времени развёртывания орбитальной группировки относительно остальных способов разведения;
- снижением нагрузки на наземный комплекс управления (НКУ) путём разнесения зон радиовидимости каждого КА по времени к началу работы НКУ с системой КА;
- увеличением длительности миссии выведения, что предъявляет повышенные требования к надёжности БВ и систем выводимых КА с точки зрения увеличения допустимого времени полёта в составе БВ.

Тенденции в космонавтике последнего времени, связанные с миниатюризацией КА, уменьшением срока ввода КА в систему, использованием «малопунктных» схем управления КА, с одной стороны, повышение энергетических возможностей средств выведения – с другой, делают более привлекательным использование блоков выведения для решения задачи группового выведения КА с разведением их по аргументу широты.

При этом в решении задачи построения схемы полёта БВ можно выделить два основных этапа:

1) выбор схемы полёта и проектно-баллистический анализ схемы, исходя из энергетических возможностей БВ;

2) формирование программы управления движением центра масс, обеспечивающей реализацию разведения КА в рамках выбранной схемы полёта.

2. Ниже рассмотрено построение схемы полёта БВ для миссии выведения N КА одинаковой массы ($m_{КА}$) на целевую околокруговую орбиту радиуса r_0 с периодом обращения T_0 и разведением КА по аргументу широты на угол $\Delta u = \frac{2\pi}{N}$. Определение

баллистических характеристик схемы полёта проводится на основе решения задачи посещения цепочки искусственных спутников Земли (ИСЗ), рассмотренной в [4], но с учётом изменения массы головного блока (ГБ) при отделении каждого КА. При этом минимизируется длительность миссии, исходя из энергетических возможностей БВ.

Миссию выведения N КА с использованием блока выведения с разведением КА по аргументу широты рассмотрим исходя из следующей схемы маневрирования БВ (рис. 1, 2):

1) перелёт ракеты-носителя (РН) с орбиты выведения (ОВ), на которую БВ с полезной нагрузкой (ПН) в составе N КА выводятся РН, на целевую круговую орбиту (ЦО) и отделение первого КА в момент времени $t_{отд1}$;

2) одноимпульсный переход на орбиту фазирования (с использованием разгонного ΔV_ϕ или тормозного $-\Delta V_\phi$ импульса) и полёт по орбите фазирования в течение целого числа витков n ;

3) одноимпульсный переход с орбиты фазирования на целевую орбиту (в момент перехода первый КА находится в точке ИСЗ₁) и отделение второго КА в момент времени $t_{отд2}$ (первый КА в момент отделения второго КА находится в точке ИСЗ₁'). Действия, описанные в пунктах 2, 3, повторяются в зависимости от числа КА $N-1$ раз;

4) проведение манёвра завершения миссии – увод БВ с целевой орбиты КА или его «затопление».

При проектно-баллистическом обосновании миссии накладывается ограничение на массу расходуемого топлива Δm_T^{\max} , при этом длительность миссии выведения должна быть по возможности минимальной. Дополнительными ограничениями являются допустимые значения максимального ΔR_α^{\max} и минимального ΔR_π^{\min} радиуса орбит фазирования.

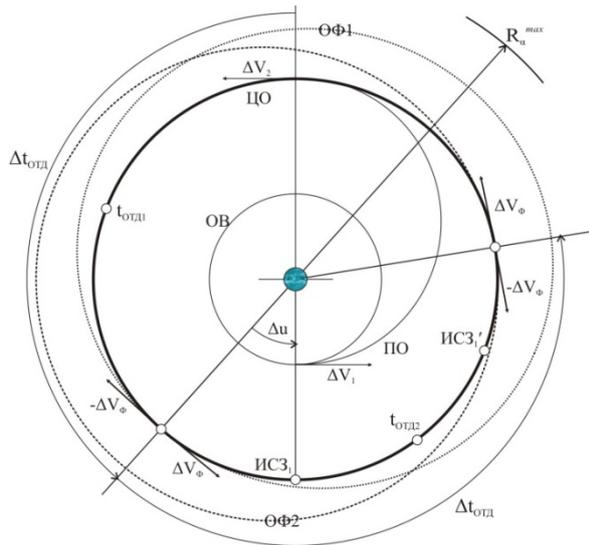


Рис. 1. Разведение КА по аргументу широты при периоде фазирющей орбиты больше периода целевой орбиты (внешнее фазирование)

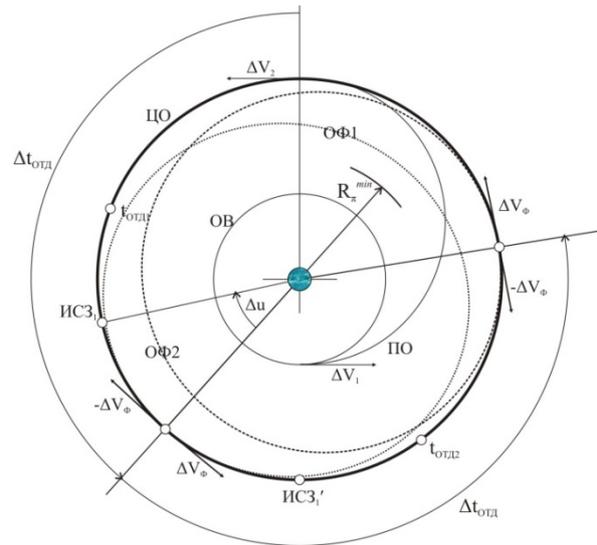


Рис. 2. Разведение КА по аргументу широты при периоде фазирющей орбиты меньше периода целевой орбиты (внутреннее фазирование)

Длительность миссии Δt_M по выведению и разведению N КА по аргументу широты можно вычислить по формуле:

$$\Delta t_M = \Delta t_B + \Delta t_{PA3B} + \Delta t_3, \quad (1)$$

где Δt_B – длительность перехода с орбиты выведения ракеты-носителя на конечную круговую орбиту радиуса r_0 с периодом обращения T_0 и отделение первого КА; Δt_3 – длительность участка завершения миссии; Δt_{PA3B} – длительность участка разведения $N-1$ КА (с учётом отделения первого КА на целевой орбите), которую можно определить по формуле:

$$\Delta t_{PA3B} = (N-1) \Delta t_{OTD} + \sum_{i=1}^{N-1} \Delta t_{\Phi i}, \quad (2)$$

где Δt_{OTD} – продолжительность участка отделения (в предположении, что она одинакова для любого КА), включающая в себя переходный участок углового движения от ориентации для выдачи импульса к ориентации отделения КА, участок отделения КА и переходный участок углового движения к ориентации для выдачи импульса скорости; $\Delta t_{\Phi i}$ – длительность фазирования i -го КА.

Длительность фазирования зависит от значения угла Δu (числа спутников N), периода целевой орбиты T_0 , количества витков фазирования и расположения орбиты фазирования (внешнее или внутреннее фазирование [5]). Соотношения для расчёта длительности фазирования и затрат характеристической скорости представлены в табл. 1.

Таблица 1. Соотношения для расчёта основных характеристик фазирования

Определяемое значение	Для внутреннего фазирования	Для внешнего фазирования	№
Длительность фазирования i -го КА	$\Delta t_{\phi_i} = n_i T_{\phi_i} = n_i T_0 - \frac{T_0}{N}$	$\Delta t_{\phi_i} = n_i T_{\phi_i} = n_i T_0 + \frac{T_0}{N}$	(3)
Длительность разведения $N-1$ КА	$\Delta t_{PA3B} = (T-1)\Delta t_{OTD} + T_0 \sum_{i=1}^{N-1} \left(n_i - \frac{1}{N} \right)$	$\Delta t_{PA3B} = (T-1)\Delta t_{OTD} + T_0 \sum_{i=1}^{N-1} \left(n_i + \frac{1}{N} \right)$	(4)
Период фазирующей орбиты	$T_{\phi_i} = T_0 - \frac{T_0}{n_i N} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{\phi_i}^3}{\mu}}$	$T_{\phi_i} = T_0 + \frac{T_0}{n_i N} = 2\pi \sqrt{\frac{a_{\phi_i}^3}{\mu}}$	(5)
Большая полуось орбиты фазирования	$a_{\phi_i} = \left(\frac{T_0 \sqrt{\mu}}{2\pi} \left(1 - \frac{1}{n_i N} \right) \right)^{2/3}$	$a_{\phi_i} = \left(\frac{T_0 \sqrt{\mu}}{2\pi} \left(1 + \frac{1}{n_i N} \right) \right)^{2/3}$	(6)
Импульс скорости для перехода на орбиту фазирования	$\Delta V_{\phi_i} = \sqrt{\mu/r_0} \left(1 - \sqrt{2 - r_0/a_{\phi_i}} \right)$	$\Delta V_{\phi_i} = \sqrt{\mu/r_0} \left(\sqrt{2 - r_0/a_{\phi_i}} - 1 \right)$	(7)
Радиус апогея орбиты фазирования	$R_a = r_0$	$R_a = 2a_{\phi_i} - r_0$	(8)
Радиус перигея орбиты фазирования	$R_{\pi} = 2a_{\phi_i} - r_0$	$R_{\pi} = r_0$	(9)
Примечание: T_{ϕ_i} – период орбиты фазирования; $n_i \geq 1$ – число витков фазирования при отделении i -го КА			

Для расчёта потребного топлива на выполнение манёвров фазирования используется известная формула, связывающая приращение характеристической скорости с изменением массы рабочего тела:

$$\Delta V_{\phi_i} = -w \ln(1 - \Delta m_i / m_i),$$

из которой затраты топлива на проведение манёвра фазирования i -го КА определяются следующим образом:

$$\Delta m_i = m_i (1 - e^{-\Delta V_{\phi_i} / w}), \tag{10}$$

где Δm_i – расход рабочего тела на фазирование i -го КА; m_i – масса ГБ перед началом проведения манёвра фазирования; w – скорость истечения газов из маршевого двигателя БВ; ΔV_{ϕ_i} – определяется согласно (7).

В (10) выражение в скобках зависит от параметров целевой орбиты r_0 и T_0 , количества спутников N и количества витков фазирования при разведении i -го КА n_i . При заданных параметрах целевой орбиты и количестве спутников выражение в скобках является функцией от числа витков фазирования. Если в (10) выражение в скобках обозначить через K_{n_i} , то суммарные затраты топлива на разведение можно определить как

$$\Delta m_{PA3B} = \sum_{i=1}^{N-1} \Delta m_i = \sum_{i=1}^{N-1} K_{n_i} m_i, \tag{11}$$

где m_i определяется по рекуррентному соотношению:

$$m_i = m_{i-1} - m_{KA} - \Delta m_{i-1}. \tag{12}$$

При $i = 1$: m_0 – масса ГБ на орбите выведения РН, Δm_0 – затраты топлива на переход с орбиты выведения РН на целевую круговую орбиту.

При этом количество витков фазирования определяется как

$$n_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{N-1} n_i . \quad (13)$$

Исходя из значения суммарного количества витков фазирования n_{Σ} можно найти длительность реализации миссии:

$$\Delta t_M = \Delta t_B + (N-1)\Delta t_{OTD} + \Delta t_3 \pm \frac{N-1}{N}T_0 + T_0 n_{\Sigma} , \quad (14)$$

где знак «+» соответствует использованию внешнего фазирования, знак «-» соответствует использованию внутреннего фазирования.

Решением задачи проектно-баллистического обоснования реализации миссии выведения N КА на целевую круговую орбиту с разведением КА по аргументу широты являются значения длительности миссии согласно (14) и потребной массы топлива:

$$\Delta m_{\Sigma} = \Delta m_0 + \Delta m_{PA3B} + \Delta m_3 , \quad (15)$$

где Δm_0 – затраты топлива на переход с орбиты выведения РН на целевую орбиту; Δm_3 – затраты топлива на завершение миссии.

Анализ выражения длительности миссии (14) показывает, что при заданных значениях Δt_B , Δt_{OTD} , Δt_3 , определяемых конструктивными, аппаратными и программными возможностями системы управления блока выведения, минимизация длительности миссии выведения сводится к определению параметров фазирования, обеспечивающих минимальное суммарное количество витков фазирования:

$$n_{\Sigma} \rightarrow \min .$$

С учётом ограничений на располагаемую массу топлива m_T^{\max} и критерия по минимизации длительности миссии выведения выражения (14) и (15) представляют из себя задачу линейного программирования относительно целочисленных неизвестных n_i ($i \in [1, N-1]$):

$$\sum_{i=1}^{N-1} n_i \rightarrow \min , \quad (16)$$

$$\sum_{i=1}^{N-1} \Delta m_i(n_1, \dots, n_{N-1}) \leq m_T^{\max} - \Delta m_0 - \Delta m_3 . \quad (17)$$

Наличие ограничений по минимальному и максимальному радиусу орбиты фазирования добавляют к (16) и (17) два дополнительных условия:

$$R_{\alpha}(n_i) \leq R_{\alpha}^{\max} , R_{\pi}(n_i) \geq R_{\pi}^{\min} , \quad (18)$$

где $R_{\alpha}(n_i)$, $R_{\pi}(n_i)$ определяются из соотношений (8) и (9) соответственно.

Таким образом, первую часть задачи, а именно построение схемы полёта и её проектно-баллистический анализ, можно решить в соответствии со следующей методикой:

1. По баллистическим характеристикам блока выведения и параметрам начальной и конечной орбиты определяются затраты топлива на переход на целевую орбиту Δm_0 и длительность перелёта с отделением первого КА за время Δt_B , затраты топлива на проведение манёвра завершения миссии Δm_3 и промежутки времени Δt_3 . С учётом полученных значений определяется согласно (17) максимальная масса топлива Δm_{PA3B} , отводимого на реализацию манёвров разведения КА по аргументу широты.

2. Для заданных значений N, T_0, r_0 необходимо вычислить значения коэффициентов K_{ni} по формуле (11) при условии $n_i \in [n_{\min}, n_{\max}]$, где n_{\min} и n_{\max} – минимальное и максимальное число витков фазирования. Значение n_{\min} может быть выбрано исходя из обеспечения выполнения условия (18), значение n_{\max} задаётся произвольно, исходя из практических соображений.

3. С использованием значений K_{ni} по формуле (11) определяются затраты топлива на разведение $\Delta m_{PA3B} = \Delta m(n_1, \dots, n_{N-1})$ для значений n_1, \dots, n_{N-1} из диапазона от n_{\min} до n_{\max} .

4. По полученным в пункте 3 данным определяются значения целочисленных переменных n_1, \dots, n_{N-1} , удовлетворяющих условиям (16) и (17).

5. По соотношению (14) определяется минимальная длительность миссии выведения исходя из энергетических возможностей блока выведения.

По результатам решения задачи баллистического обоснования миссии и построения схемы полёта блока выведения имеется следующий набор данных:

- ΔV_i – величина импульса скорости для перехода на орбиту фазирования i -го КА (с направлением выдачи – тормозной или разгонный);
- n_i – количество витков фазирования i -го КА.

3. Рассмотрим формирование программы управления движением блока выведения применительно к системе управления БВ «Волга» [6]. Необходимо определить времена включения корректирующе-тормозного двигателя (КТД) и величины импульсов [7].

Для круговых орбит включение КТД для перехода на орбиту фазирования после отделения первого или последующего КА можно осуществлять в любом месте круговой орбиты. Включение КТД для схода с орбиты фазирования с целью отделения последующего КА осуществляется в перигее орбиты фазирования для «внешнего» фазирования и в апогее – для «внутреннего» фазирования.

Полученные величины (времена включения КТД $t_{вкл}^{НОМ}$, величины импульсов $\Delta V^{НОМ}$, ориентация БВ при проведении манёвров) закладываются в полётное задание блока выведения.

В процессе полёта уточнение величины импульса скорости проводится по линейному закону [8]:

$$\Delta V = \Delta V^{НОМ} + \delta V,$$

$$\delta V = K \Delta P,$$

где δV – поправка к номинальному значению $\Delta V^{НОМ}$; $\Delta P = P_\phi - P_H$ – отклонение фактических значений отслеживаемых параметров P_ϕ от номинального значения P_H , определённого в полётном задании; K – вектор уточняющих коэффициентов, содержащийся в полётном задании.

При этом время включения КТД и величина импульса скорости для формирования орбиты фазирования не уточняются ($k = 0$), а для формирования целевой орбиты уточняются в зависимости от:

- времени прохождения характерных точек орбиты (t_{Rmin}, t_{Rmax});
- выхода на заданный период целевой орбиты;
- продолжительности работы КТД (определяется на основании уточнённой величины импульса скорости и текущей массы БВ с ПН).

В качестве примера рассмотрим решение баллистической части задачи группового выведения КА и разведения по аргументу широты с использованием блока выведения «Волга». Примем, что РН выводит на опорную орбиту (200×490 км) головной блок массой $M_{ГБ} = 5500$ кг. В состав ГБ входит блок выведения сухой массой $M_{СВХ} = 840$ кг и заправкой $m_T^{max} = 900$ кг. Остальная часть массы ГБ относится к полезной нагрузке $M_{ПН} = 3760$ кг (в состав полезной нагрузки входит адаптер). Задачей блока выведения является перевод ПН на целевую орбиту высотой 490 км ($r_0 = 6861$ км, $T_0 = 93,849$ мин) и разведение КА по аргументу широты на угол $\Delta u = \frac{2\pi}{N}$, где $N \in [2;6]$. Также примем, что длительность участка отделения КА $\Delta t_{отд} = 30$ мин, а длительность манёвра завершения миссии $\Delta t_3 = 2$ ч. Результаты проектно-баллистического анализа для вариантов группового выведения от 2 до 6 КА, полученные в соответствии с вышеизложенной методикой, приведены на рис. 3.

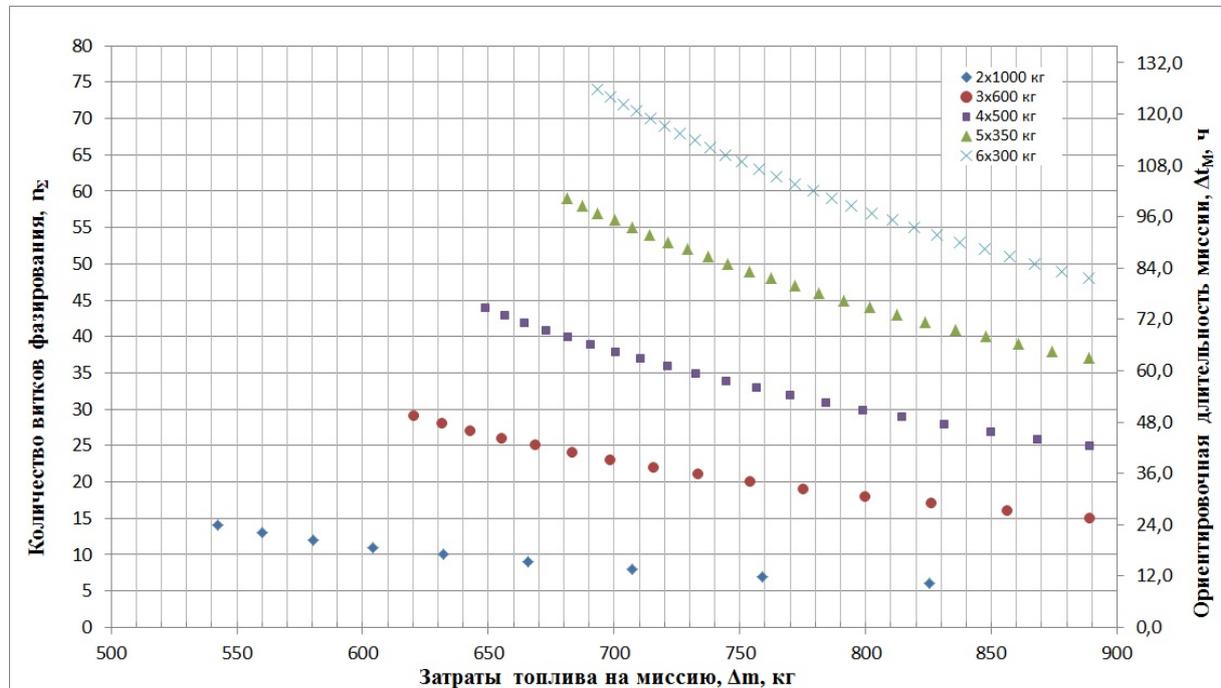


Рис. 3. Массово-временные показатели миссии группового выведения КА с разведением по аргументу широты

Анализ данных, полученных в результате расчёта массово-временных характеристик миссии выведения, показывает, что задача выведения и разведения ИСЗ по аргументу широты может быть выполнена для двух КА за 12 часов, для трёх КА за 30 часов, для четырёх КА за 42 часа, для пяти КА за 66 часов, для шести КА за 78 часов.

Решение задачи группового выведения КА с разведением по аргументу широты на целевой орбите с использованием блоков выведения представляет практический интерес, который будет увеличиваться по мере уменьшения габаритно-массовых характеристик КА, увеличения нагрузки на НКУ с возрастанием числа обслуживаемых КА согласно требованиям по сокращению времени развёртывания системы.

Обоснования, полученные в ходе проектно-баллистического анализа, показывают, что задача выведения и разведения космических аппаратов по аргументу широты с использованием блока выведения может быть реализована в течение двух-трёх суток полёта.

Библиографический список

1. Поплевин А.С. Управление движением разгонного блока по навигационной информации системы спутниковой навигации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 2 (22). С. 191-197.

2. Ахметов Р.Н., Аншаков Г.П., Мантуров А.И., Панов Н.А., Поплевин А.С., Типухов В.А. Система управления блоком выведения «Волга» // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. № 8 (8). С. 10-16.

3. Аншаков Г.П., Григорьев С.К., Мантуров А.И., Панов Н.А., Поплевин А.С. Оценка точности выведения космических аппаратов блоком выведения «Волга» // Сборник материалов конференции «XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам». СПб.: Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2013. С. 310-316.

4. Круглов Г.Е., Юдинцев В.В. Синтез процессов группового отделения малых космических аппаратов от блока выведения для разных конструктивно-компоновочных схем // Тезисы докладов III международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. С. 224-225.

5. Способ отделения спутников и разведения их на орбите при групповом запуске одной ракетой: патент РФ № 2111901; опубл. 27.05.1998.

6. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22. Ракетно-космическая техника. Кн. 1 / под ред. В.П. Легостаева. М.: Машиностроение, 2012. 925 с.

7. Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

8. Зеленцов В.В., Казаковцев В.П. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: уч. пособие. М.: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2012. 176 с.

CONSTRUCTION OF AN UPPER STAGE FLIGHT PATTERN FOR PLACING A GROUP OF SPACECRAFT INTO AN ORBIT PLANE WITH THE REQUIRED ANGULAR DISTANCE BETWEEN THE SATELLITES

© 2017

A. S. Poplevin leading design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
apoplevin@mail.ru

N. A. Panov leading design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
nikolaos11@mail.ru

The article deals with issues of constructing the flight pattern of an upper stage and its ballistic justification subject to minimization of the mission time taking into account the upper stage's performance in the case of placing a group of spacecraft into the orbit plane with provision of a uniform angular distance between the satellites, and generating a motion control program to implement the chosen flight pattern. The solution of the problem is divided into two steps: the choice of a flight pattern with its project-ballistic analysis and generation of a centre-of-mass motion control program providing the required deployment of satellites. To solve the problem of the project-ballistic analysis of the flight pattern the author developed a mathematical apparatus allowing determination of a flight pattern that matches the specified criteria of time and fuel consumption by end formulae using the linear programming technique.

Upper stage flight pattern; placing a group of spacecraft in orbit; ballistic justification; motion control program; deployment by an argument of latitude.

Citation: Poplevin A.S., Panov N.A. Construction of an upper stage flight pattern for placing a group of spacecraft into an orbit plane with the required angular distance between the satellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 104-113. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-104-113

References

1. Poplevin A.S. Kick-stage control by navigational data of satellite navigation system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 2 (22). P. 191-197. (In Russ.)
2. Akhmetov R.N., Anshakov G.P., Manturov A.I., Panov N.A., Poplevin A.S., Tipukhov V.A. «Volga» Upper Stage Control System. *Scientific-Technical Journal «Polyot»*. No. 8 (8). P. 10-16. (In Russ.)
3. Anshakov G.P., Grigor'ev S.K., Manturov A.I., Panov N.A., Poplevin A.S. Otsenka tochnosti vyvedeniya kosmicheskikh apparatov blokom vyvedeniya «Volga». *Sbornik materialov konferentsii «XX Sankt-Peterburgskaya mezhdunarodnaya konferentsiya po integrirovannym navigatsionnym sistemam»*. Saint-Petersburg: State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI «Elektroprigor» Publ., 2013. P. 310-316. (In Russ.)
4. Kruglov G.E., Yudin V.V. Synthesis of processes of separation of a group of small spacecraft from an upper stage for different designs and structures. *Proc. III International Conference «Scientific and Technological Experiments on Automated Space Vehicles and Small Satellites»*. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2014. P. 224-227. (In Russ.)
5. *Sposob otdeleniya sputnikov i razvedeniya ikh na orbite pri gruppovom zapuske odnoy raketoy* [Method of separation of satellites and their moving apart in orbit in composite launch]. Patent RF, no. 2111901, 1998. (Publ. 27.05.1998).
6. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-22. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Kn. 1 / pod red. V.P. Legostaeva* [Encyclopedia. Vol. IV-22. Space rocket engineering. Book 1. / Ed. by V.P. Legostayev]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2012. 925 p.

7. Barinov K.N., Burdaev M.N., Mamon P.A. *Dinamika i printsipy postroeniya orbital'nykh system kosmicheskikh apparatov* [Dynamics and principles of designing spacecraft orbital systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 232 p.

8. Zelentsov V.V., Kazakovtsev V.P. *Osnovy ballisticheskogo proektirovaniya iskusstvennykh sputnikov Zemli: uch. posobie* [Principles of ballistic design of artificial Earth satellites: Teaching Aid]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2012. 176 p.

ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО БУКСИРА МЕЖДУ ТОЧКАМИ ЛИБРАЦИИ СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ – ЛУНА

© 2017

О. Л. Старинова

доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
solleo@mail.ru

М. К. Файн

аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
fain.maxim@gmail.com

Рассматривается локально-оптимальное управление движением электроракетного буксира между точками либрации системы Земля – Луна с использованием двигателей малой тяги. Программа управления получена с помощью метода Федоренко для нахождения производных и градиентного метода с переменным шагом для оптимизации законов управления. Все перелёты рассматривались в рамках ограниченной задачи трёх тел. Математическая модель перелётов описана в барицентрической системе координат. В качестве критерия оптимизации принято полное время перелёта. Учтены возмущения от Земли, Луны и Солнца. Рассмотрено влияние теневых зон, создаваемых Землёй и Луной. В результате оптимизации получены законы управления, траектории и значения общего времени перелёта.

Электроракетный буксир; космический аппарат; двигатель малой тяги; баллистическая оптимизация; система Земля – Луна; точка либрации.

Цитирование: Старинова О.Л., Файн М.К. Локально-оптимальное управление движением электроракетного буксира между точками либрации системы Земля – Луна // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 114-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-114-124

В настоящее время в ряде стран разрабатываются программы полётов на Луну. Известно, что оптимальные межпланетные траектории и траектории перелётов к низкой окололунной орбите проходят вблизи точки либрации L1 системы Земля – Луна [1–3]. Использование электроракетных двигателей позволит значительно сократить затраты топлива на такие операции, а также уменьшить стоимость создания и обслуживания миссии. За счёт более высокого удельного импульса тяги по сравнению с химическими двигателями электроракетные могут обеспечить существенную экономию массы космического аппарата (КА) [4–7].

Таким образом, эффективным решением может быть создание ряда межорбитальных электроракетных буксиров (ЭРБ). В работе рассматриваются перелёты ЭРБ между орбитами точек либрации L1 и L2 системы Земля – Луна. Предполагается, что в начале движения ЭРБ состыкован с космическим аппаратом на орбите одной из точек либрации, а в результате перелёта выводит его на другую орбиту. В работе [8] подробно описываются проекты многоразовых ЭРБ на базе ядерной или солнечной энергетических установок. Применение ЭРБ позволит реализовать эффективный грузопоток в системе Земля – Луна.

Основной целью данного исследования является нахождение программ управления и соответствующих траекторий движения ЭРБ в системе Земля – Луна. При проектировании миссий учитывались следующие факторы: гравитационные поля Земли и Луны, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землёй и Луной. В статье представлены результаты перелётов ЭРБ с минимизиро-

ванном временем перелёта между точками либрации L1 и L2, полученные с помощью метода Федоренко для нахождения производных и градиентного метода для оптимизации законов управления.

Сформулируем общую задачу оптимизации. Введём в рассмотрение следующие параметры:

$\mathbf{x}(t) = (\mathbf{r}(t), \mathbf{V}(t), m_f(t), \mathbf{r}_E(t), \mathbf{r}_M(t), \mathbf{r}_S(t))^T \in \mathbf{X}$ – вектор фазовых координат ЭРБ, который подчиняется граничным условиям, определяемых целью перелёта и возможными ограничениями, \mathbf{X} – область возможных значений фазовых координат;

$\mathbf{u}(t) = (\delta(t), \mathbf{e}(t))^T \in \mathbf{U}$ – вектор функций управлений, которые зависят от конструктивных особенностей ЭРБ и двигательной установки (ДУ), \mathbf{U} – область возможных значений функций управлений;

$\mathbf{p} = (a_0, j_{sp})^T \in \mathbf{P}$ – вектор проектных параметров ЭРБ, ограниченных областью допустимых проектных параметров \mathbf{P} .

Здесь t – время; $\mathbf{r}(t)$ – радиус-вектор КА; $\mathbf{V}(t)$ – вектор скорости ЭРБ; $m_f(t)$ – текущая масса израсходованного рабочего тела; $\mathbf{r}_E(t), \mathbf{r}_M(t), \mathbf{r}_S(t)$ – радиус-векторы Земли, Луны и Солнца соответственно; $\delta(t)$ – функция включения-выключения ДУ; $\mathbf{e}(t)$ – вектор направления тяги ДУ; a_0 – номинальное ускорение ЭРБ на опорной орбите; j_{sp} – удельный импульс ДУ.

Граничные условия рассматриваемых перелётов представлены в табл. 1.

Таблица 1. Граничные условия перелётов в системе Земля – Луна

	Момент окончания	Радиус-вектор ЭРБ	Вектор скорости	Радиус-вектор Земли	Радиус-вектор Луны	Радиус-вектор Солнца	Область возможных значений
L1	(t_i)	$\mathbf{r}_{L1}(t_1)$	$\mathbf{V}_{L1}(t_1)$	$\mathbf{r}_E(t_1)$	$\mathbf{r}_M(t_1)$	$\mathbf{r}_S(t_1)$	\mathbf{X}_{L1}
L2		$\mathbf{r}_{L2}(t_2)$	$\mathbf{V}_{L2}(t_2)$	$\mathbf{r}_E(t_2)$	$\mathbf{r}_M(t_2)$	$\mathbf{r}_S(t_2)$	\mathbf{X}_{L2}

Для оптимизации данных космических перелётов необходимо определить векторы $\mathbf{u}_{opt}(t)$ и \mathbf{p}_{opt} , чтобы обеспечить минимальное время перелёта T и удовлетворить целям миссии:

$$T = \min_{u \in U, p \in P} T | m = \text{unfixed}, x \in X. \quad (1)$$

Перелёты описывались в рамках комбинированной барицентрической системы координат [9]. Эксцентриситет орбит Луны и Земли вокруг барицентра не учитывался. Возмущения от Земли, Луны и Солнца и влияние теневых зон, создаваемых Землёй и Луной, учитывались.

На рис. 1 показаны используемые системы координат: система O_{xyz} является барицентрической системой координат (БСК) [9], а система $O_{x_1y_1z_1}$ является подвижной вращающейся системой координат, связанной с КА. Ось x_1 направлена на Солнце, таким образом, проекция Солнца на плоскость $O_{y_1z_1}$ всегда находится в центре, ось z_1 параллельна оси z БСК, ось y_1 дополняет систему $O_{x_1y_1z_1}$ до правой.

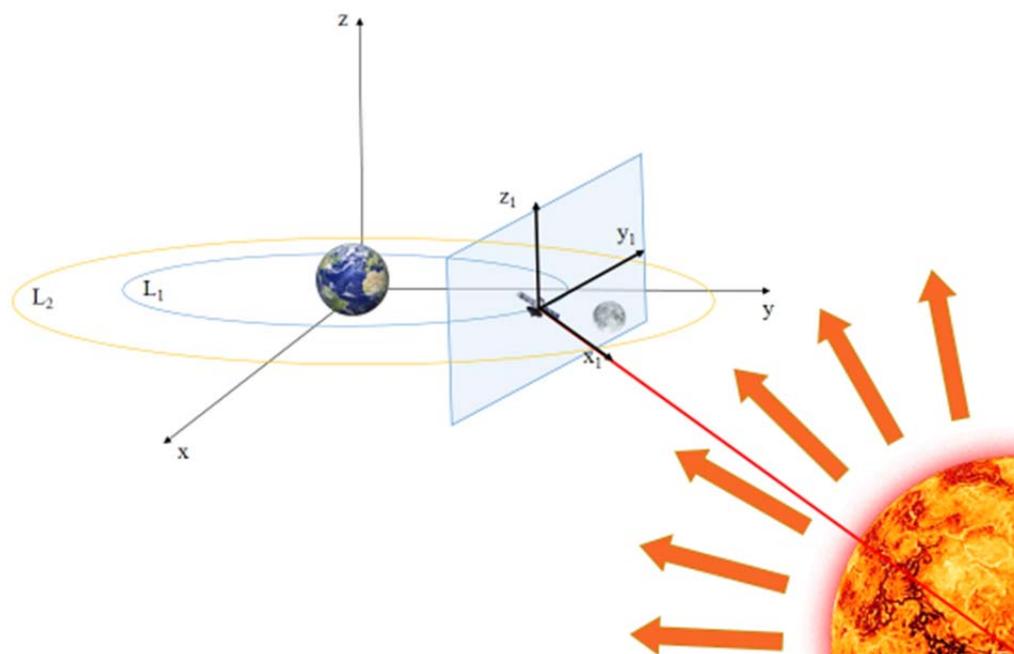


Рис. 1. Координатные системы, используемые для описания перелётов

Систему $O_{x_1y_1z_1}$ удобно использовать при изучении теневых зон. Согласно модели конической тени существует три возможных взаимных расположения ЭРБ по отношению к Солнцу и телу, создающему теневую зону (рис. 2):

- 1) тень тела не влияет на движение ЭРБ (функция затенённости χ равна 1);
- 2) ЭРБ попадает в зону полной тени, создаваемой телом (функция затенённости χ равна 0);
- 3) ЭРБ попадает в зону полутени, создаваемой телом (функция затенённости χ рассчитывается согласно затенённой части Солнца).

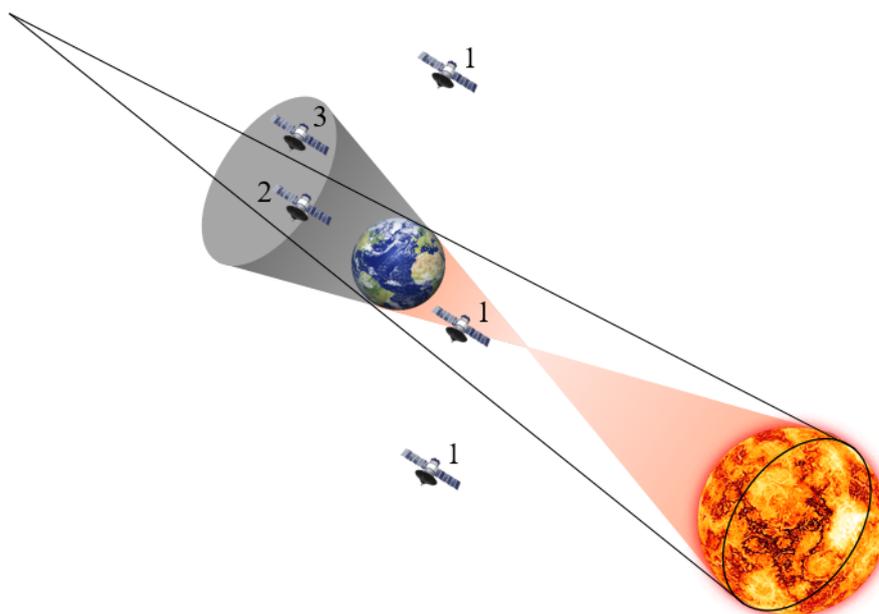


Рис. 2. Возможные положения ЭРБ при исследовании теневых зон

Так как движение ЭРБ рассматривается в рамках ограниченной задачи трёх тел, то существуют два тела, создающих теневые зоны, – Земля и Луна. Наиболее сложное для расчёта положение ЭРБ продемонстрировано на рис. 3, когда ЭРБ попадает в зону полутени и от Земли, и от Луны.

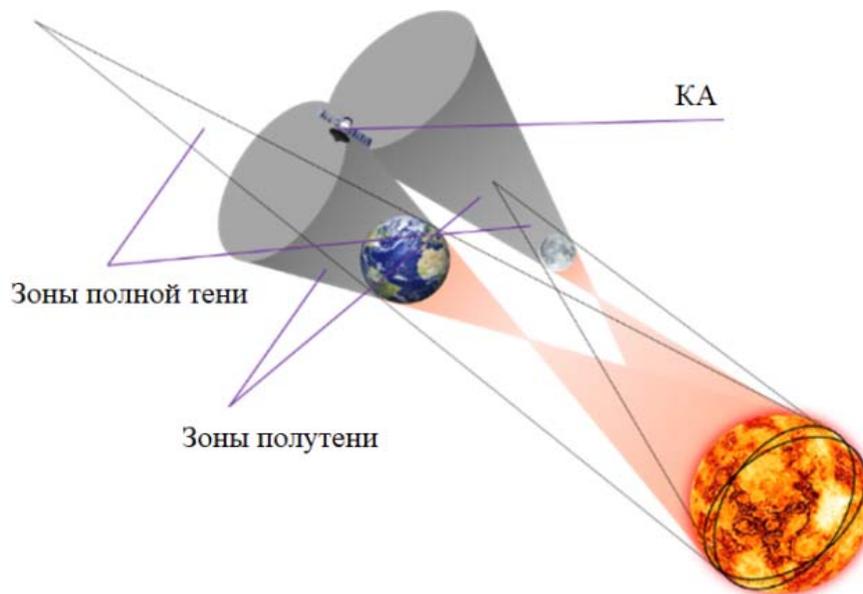


Рис. 3. Положение ЭРБ, попавшего в зоны полутени Земли и Луны

Для расчёта функции затенённости необходимо спроецировать Землю и Луну на плоскость $O_{y_1z_1}$. Так как проекция Солнца всегда находится в центре, то плоскость $O_{y_1z_1}$ будет выглядеть следующим образом (рис. 4).

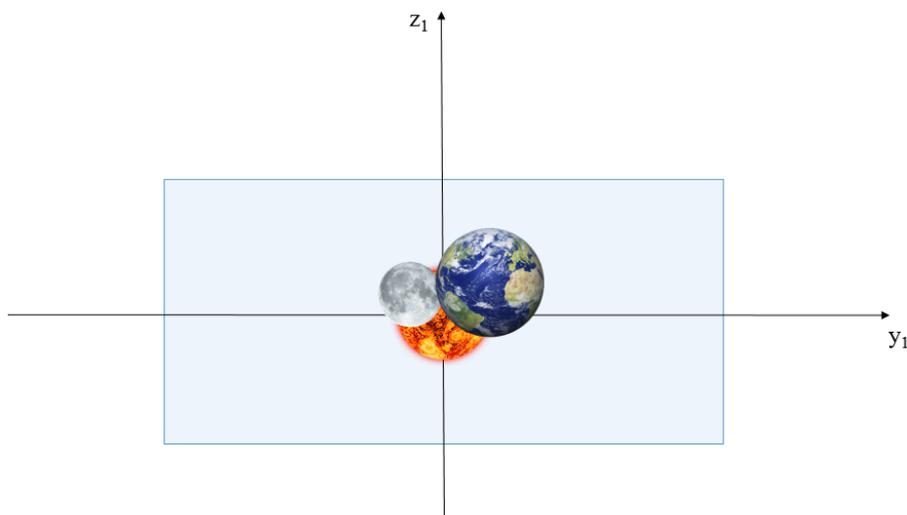


Рис. 4. Проекция Земли, Луны и Солнца на плоскость $O_{y_1z_1}$

Функция затенённости χ равна отношению незатенённой площади проекции Солнца к полной площади проекции Солнца на плоскость $O_{y_1z_1}$.

Оптимальная программа управления, как правило, рассчитывается с помощью метода максимума Понтрягина. Хотя данный метод является эффективным средством для решения круговой ограниченной задачи трёх тел, в данной работе задача была ре-

шена с помощью метода последовательной линеаризации Федоренко [10]. Данный метод обладает тем преимуществом, что полученная программа управления является более простой в технической реализации, и при этом сохраняется необходимая точность вычислений. Метод основан на сведении задачи вариационного оптимального управления к итерационной задаче линейного программирования.

Программа управления состоит из трёх основных участков (рис. 5). Каждый основной участок разбивается на несколько ступенчатых участков для обеспечения большей точности.

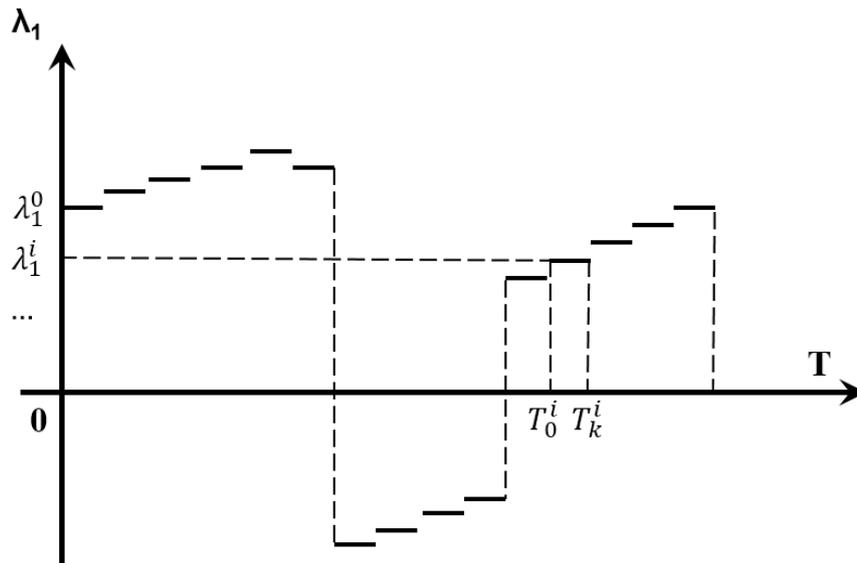


Рис. 5. Общая ступенчатая программа управления перелётами КА

В качестве оптимизируемого функционала была выбрана сумма массы топлива и условий попадания ЭРБ на конечную орбиту:

$$I = m(t_k^{[n]}) + (r^{[n]}(t_k^{[n]}) - r_k)^2 + (\varphi^{[n]}(t_k^{[n]}) - \omega_M t_k^{[n]})^2 + v_r^{[n]}(t_k^{[n]})^2 + (v_\varphi^{[n]}(t_k^{[n]}) - v_{\varphi k})^2 \rightarrow \min \quad (2)$$

Тяга направлена под постоянным углом λ_1^i к радиус-вектору ЭРБ. Таким образом, \mathbf{u} – кусочно-непрерывная функция управления, которую определяют следующие параметры: $\lambda_1^i, \partial T_0^i, \partial T_k^i$ (каждый $\lambda_1^i, \partial T_0^i$ и ∂T_k^i соответствует i -му участку траектории).

Итак, согласно обозначениям, используемым в методе Федоренко, имеем:

$$\mathbf{u}^{[i]} = \{\lambda_1^i\}, \quad \mathbf{p}^{[i]} = \{T_0^i\}, \quad \mathbf{q} = \{a_0, c_0\}, \quad (3)$$

где a_0 – ускорение КА, c_0 – скорость истечения газов. Из (2) очевидно, что функционал не содержит интегральной части, а состоит только из терминальной части и зависит от фазового вектора:

$$\mathbf{x}^{[i]}(t^{[i]}) = \{r, \varphi, v_r, v_\varphi, m\}^T = \{x_1, x_2, x_3, x_4, x_5\}^T. \quad (4)$$

Проинтегрировав уравнения движения с граничными условиями (табл. 1), получаем значения фазовых координат в безразмерных величинах в конечный момент времени. Гамильтониан и соответствующие сопряжённые функции были получены в [10].

Итак, задача сводится к нахождению следующих частных производных:

$$\frac{\partial I^*}{\partial T_0^i}, \frac{\partial I^*}{\partial T_k^i}, \frac{\partial I^*}{\partial \lambda_1^i}, \frac{\partial I^*}{\partial a_0}, \frac{\partial I^*}{\partial c_0}. \quad (5)$$

Сначала найдём $\frac{\partial I}{\partial T} = \left(\frac{\partial I}{\partial T_0^i}, \frac{\partial I}{\partial T_k^i} \right) \left(\frac{\partial T_0^i}{\partial T} \right)$.

Так как все начальные условия являются константами, то:

$$P^0 \partial p^{[0]} = 0, \quad (6)$$

$$P^{[i]} = \left(\psi^{[i+1]}(t_0^{[i+1]}) \right)^T \left[\frac{\partial \bar{\Phi}^{[i]}}{\partial p^{[i]}} + c^{[i]} \frac{\partial \mu^{[i]}}{\partial p^{[i]}} - f^{[i+1]}(t_0^{[i+1]}) \left(\frac{\partial \tau^{[i]}}{\partial p^{[i]}} + b^{[i]} \frac{\partial \mu^{[i]}}{\partial p^{[i]}} \right) \right] + \int_{t_0^{[i+1]}}^{t_k^{[i+1]}} \left(\psi^{[i]}(s) \right)^T \frac{\partial \bar{f}^{[i]}}{\partial p^{[i]}}(s) ds = \left(\psi^{[i+1]}(t_k^{[i+1]}) \right)^T \left[f^{[i]}(t_k^{[i]}) - f^{[i+1]}(t_0^{[i+1]}) \right]. \quad (7)$$

Теперь определим $\omega^i(s)$ (аналитические производные функционала по $\lambda^{[i]}$):

$$\omega^i(s) = \psi_i^T(s) f_u^i(s), \quad i = 1, \dots, K, \quad (8)$$

где сопряжённые функции ψ_i являются решениями уравнений:

$$\frac{d\psi_i}{dt^i} = -\left(f_x^i \right)^T \psi_i, \quad i = 1, \dots, K. \quad (9)$$

Итак, $\omega^i(s)$ примет следующий вид:

$$\omega = -\psi_{v_r} \frac{a_0}{1-m} \delta \sin \lambda_1^i + \psi_{v_\varphi} \frac{a_0}{1-m} \delta \cos \lambda_1^i, \quad (10)$$

$$\omega_{\lambda_1^i} = \int_{t_0^i}^{t_k^i} \omega^i(s) ds. \quad (11)$$

Найдём $\frac{\partial I}{\partial q} = \left(\frac{\partial I}{\partial a_0}; \frac{\partial I}{\partial c_0} \right)$:

$$\frac{\partial \bar{f}}{\partial q} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\cos \lambda_1^i \delta}{1-m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sin \lambda_1^i \delta}{1-m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\delta}{c_0} & -\frac{a_0 \delta}{c_0^2} \\ 0 & 0 & \frac{\partial \bar{f}}{\partial a_0} & \frac{\partial \bar{f}}{\partial c_0} \end{pmatrix}; \quad (12)$$

$$\frac{\partial I}{\partial q} = D = \sum_{i=1}^n \left(\int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Psi^{[i]})^T \frac{\partial \bar{f}^{[i]}}{\partial q} ds \right) + \frac{\partial F}{\partial q} + d \frac{\partial \mu^{[i]}}{\partial q}; \quad (13)$$

$$\frac{\partial I}{\partial q} = \left(\int_{t_0}^{t_k} \left(\Psi_{v_r} \frac{\cos \lambda \delta}{1-m} + \Psi_{v_\phi} \frac{\sin \lambda \delta}{1-m} + \Psi_m \frac{\delta}{c_0} \right) ds; \int_{t_0}^{t_k} \left(-\Psi_m \frac{a_0 \delta}{c_0^2} \right) ds \right); \quad (14)$$

$$\frac{\partial I}{\partial a_0} = \int_{t_0}^{t_k} \left(\Psi_{v_r} \frac{\cos \delta}{1-m} + \Psi_{v_\phi} \frac{\sin \lambda \delta}{1-m} + \Psi_m \frac{\delta}{c_0} \right) ds; \quad (15)$$

$$\frac{\partial I}{\partial c_0} = \int_{t_0}^{t_k} \left(-\Psi_m \frac{a_0 \delta}{c_0^2} \right) ds. \quad (16)$$

Таким образом, найдены аналитические выражения для всех производных (5).

С использованием полученных результатов было проведено моделирование движения ЭРБ из точки либрации L1 в точку либрации L2 и обратно. Моделирование перелётов проводилось независимо, то есть начальная масса ЭРБ с пристыкованным КА была одинаковой.

На рис. 6 изображён процесс оптимизации. Точки соответствуют конечному положению Луны, линия – орбите точки L2. Как видно из рис. 6, в процессе оптимизации ЭРБ достигает целевой орбиты.

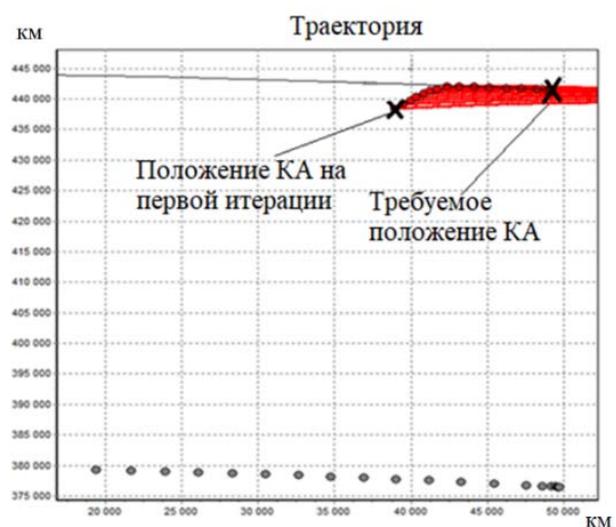


Рис. 6. Пример процесса оптимизации

На рис. 7, 8 представлены программы управления и соответствующие траектории движения ЭРБ для перелётов из точки L1 в L2 и из L2 в L1.

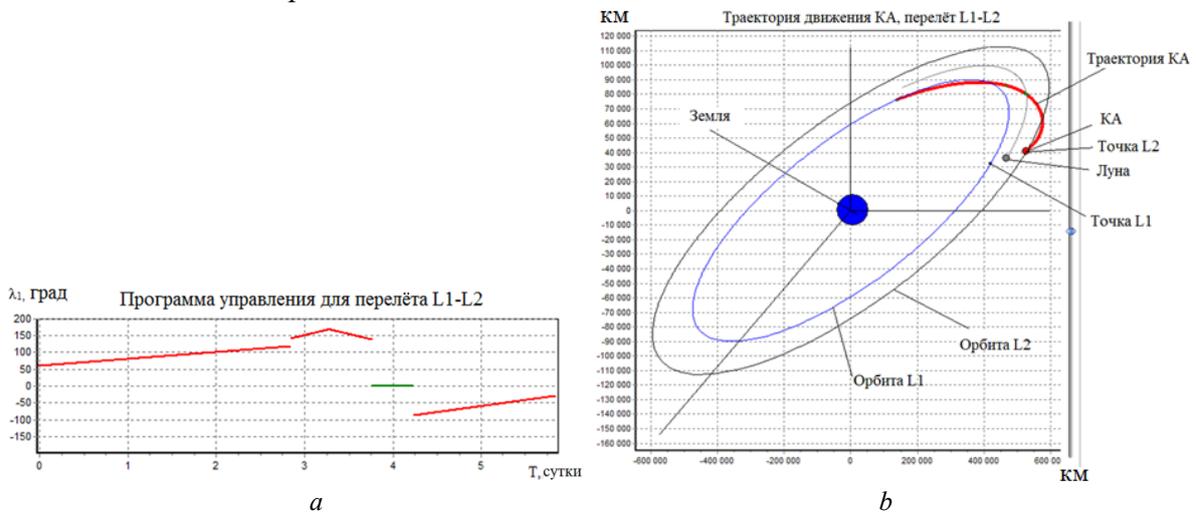


Рис. 7. Программа оптимального управления (a) и траектория (b) перелёта L1-L2

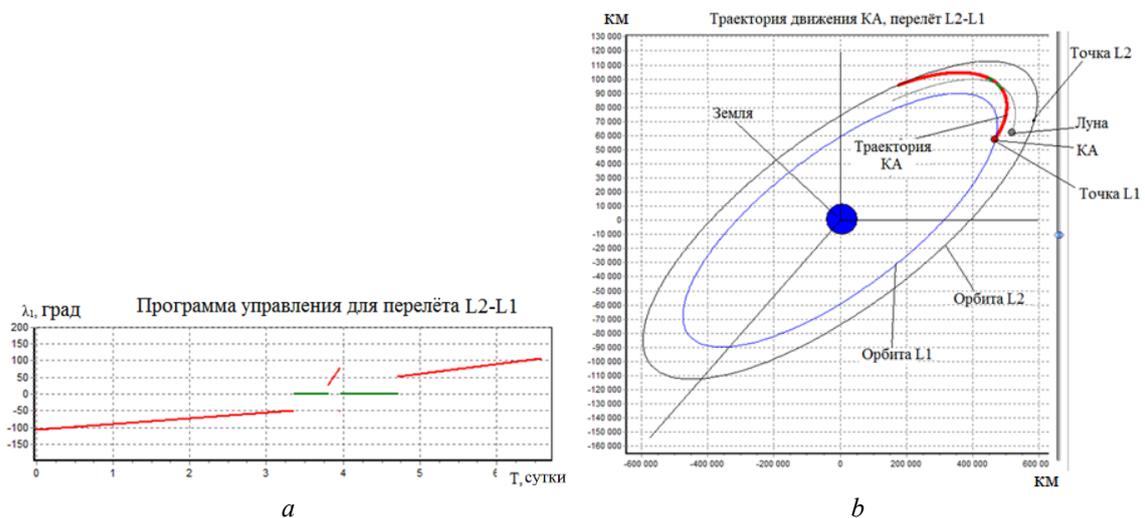


Рис. 8. Программа оптимального управления (a) и траектория (b) перелёта L2-L1

В начале перелёта L2-L1 и в конце перелёта L1-L2 есть промежуток времени, когда ЭРБ находится в зонах полутени, создаваемых Землёй, и Луной. На рис. 9 показан некоторый момент времени такого промежутка.

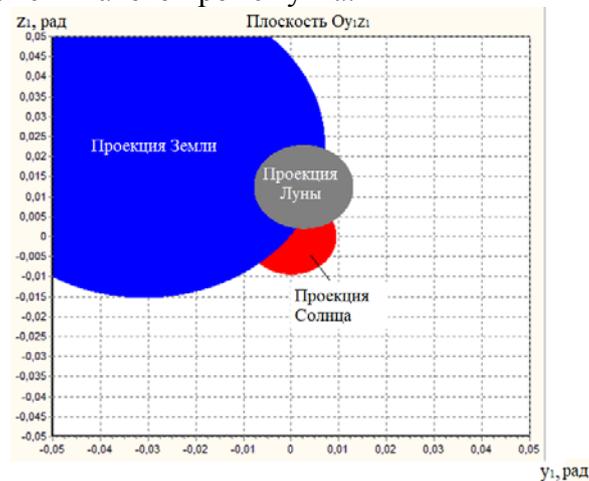


Рис. 9. Проекция Солнца, Земли и Луны на плоскость $Ouyz_1$ (программная реализация)

Соответствующий график функции затенённости показан на рис. 10. Существенная нелинейность функции затенённости в начале участка полутени вызвана влиянием теневых зон от обоих тел.



Рис. 10. График функции затенённости для первых 0,3 суток перелёта L2-L1

Результаты моделирования и оптимизации показывают, что общая траектория перелёта состоит из чередующихся активных и пассивных участков, а при перелёте L1-L2 один из пассивных участков вырождается. Найденные программы управления и траектории согласуются с полученными в [11; 12]. Очевидно, что баллистическое проектирование миссии предполагает поиск компромисса между расходом топлива и общей длительностью перелёта.

Библиографический список

1. Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon // SIAM Journal on Applied Dynamical Systems. 2003. V. 2, Iss. 2. P. 144-170. DOI: 10.1137/s1111111102409080
2. McKay R., Macdonald M., Biggs J., McInnes C. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2011. V. 34, Iss. 3. P. 645-666. DOI: 10.2514/1.52133
3. Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // AIP Conference Proceedings. 2012. V. 1493. P. 964-971. DOI: 10.1063/1.4765603
4. Loeb H.W., Feili D., Popov G.A., Obukhov V.A., Balashov V.V., Mogulkin A.I., Murashkov V.M., Nesterenko A.N., Khartov S. Design of High-Power High-Specific Impulse RF-Ion Thruster // Proceedings 32nd International Electric Propulsion Conference. 2011.
5. Jones R.M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer // Journal of Spacecraft and Rockets. 1984. V. 21, Iss. 1. P. 88-95. DOI: 10.2514/3.8612
6. Rayman M.D., Williams S.N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission // Journal of Spacecraft and Rockets. 2002. V. 39, Iss. 4. P. 589-595. DOI: 10.2514/2.3848
7. Andrews D.G., Wetzel E.D. Solar Electric Space Tug to Support Moon and Mars Exploration Missions // Collection of Technical Papers - AIAA Space 2005 Conference and Exposition. 2005. V. 2. P. 1045-1055.
8. Starinova O.L., Fain M.K. Ballistic Optimization of the L1-L2 and L1-L2 Low Thrust Transfers in the Earth-Moon System // Recent Advances in Space Technologies. 2015. P. 95-98.
9. Kazmerchuk P.V., Malyshev V.V., Usachev V.E. Method for optimization of trajectories including gravitational maneuvers of a spacecraft with a solar sail // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2007. V. 46, Iss. 1. P. 150-161. DOI: 10.1134/S1064230707010170

10. Starinova O.L. Optimization methods of laws control of electric propulsion spacecraft in the restricted three-body task // *AIP Conference Proceedings*. 2014. V. 1637. DOI: 10.1063/1.4904680

11. Ozimek M.T., Howell K.C. Low-thrust transfers in the Earth-Moon system, including applications to libration point orbits // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2010. V. 33, Iss. 2. P. 533-549. DOI: 10.2514/1.43179

LOCALLY OPTIMAL CONTROL OF SPACE TUG MOTION BETWEEN THE LIBRATION POINTS OF THE EARTH-MOON SYSTEM

© 2017

O. L. Starinova Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; solleo@mail.ru

M. K. Fain postgraduate student, Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; fain.maxim@gmail.com

The article deals with the locally optimal control of space tug transfers between the libration points of the Earth-Moon system using low-thrust engines. The control program was obtained using the Fedorenko method to find derivatives and a variable-step gradient method to optimize control laws. All flights were considered within the restricted three-body problem. The mathematical model of flight was described in a barycentric coordinate system. The total flight time was assumed as the optimization criterion. The disturbances from the Earth, the Moon and the Sun were taken into account. The influence of shadow zones created by the Earth and the Moon was examined. Laws of control, trajectories and values of the total flight time were obtained as a result of optimization.

Space tug; spacecraft; low thrust engine; ballistic optimization; Earth-Moon system; libration point.

Citation: Starinova O.L., Fain M.K. Locally optimal control of space tug motion between the libration points of the Earth-Moon system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 114-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-114-124

References

1. Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon. *SIAM Journal on Applied Dynamical Systems*. 2003. V. 2, Iss. 2. P. 144-170.

DOI: 10.1137/s1111111102409080

2. McKay R., Macdonald M., Biggs J., McInnes C. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2011. V. 34, Iss. 3. P. 645-666. DOI: 10.2514/1.52133

3. Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *AIP Conference Proceedings*. 2012. V. 1493. P. 964-971. DOI: 10.1063/1.4765603

4. Loeb H.W., Feili D., Popov G.A., Obukhov V.A., Balashov V.V., Mogulkin A.I., Murashkov V.M., Nesterenko A.N., Khartov S. Design of High-Power High-Specific Impulse RF-Ion Thruster. *Proceedings 32nd International Electric Propulsion Conference*. 2011.

5. Jones R.M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1984. V. 21, Iss. 1. P. 88-95. DOI: 10.2514/3.8612

6. Rayman M.D., Williams S.N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2002. V. 39, Iss. 4. P. 589-595. DOI: 10.2514/2.3848

7. Andrews D.G., Wetzel E.D. Solar Electric Space Tug to Support Moon and Mars Exploration Missions. *Collection of Technical Papers – AIAA Space 2005 Conference and Exposition*. 2005. V. 2. P. 1045-1055.

8. Starinova O.L., Fain M.K. Ballistic Optimization of the L1-L2 and L1-L2 Low Thrust Transfers in the Earth-Moon System. *Recent Advances in Space Technologies*. 2015. P. 95-98.

9. Kazmerchuk P.V., Malyshev V.V., Usachev V.E. Method for optimization of trajectories including gravitational maneuvers of a spacecraft with a solar sail. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2007. V. 46, Iss. 1. P. 150-161.

DOI: 10.1134/S1064230707010170

10. Starinova O.L. Optimization methods of laws control of electric propulsion spacecraft in the restricted three-body task. *AIP Conference Proceedings*. 2014. V. 1637.

DOI: 10.1063/1.4904680

11. Ozimek M.T., Howell K.C. Low-thrust transfers in the Earth-Moon system, including applications to libration point orbits. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2010. V. 33, Iss. 2. P. 533-549. DOI: 10.2514/1.43179

ИТЕРАЦИОННАЯ ПРОЦЕДУРА ВЫБОРА ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ С МАЛОЙ ТЯГОЙ В ЗАДАЧЕ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2017

Г. А. Филиппов аспирант кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
filippov@ssau.ru

Рассматривается задача управления сближением космического аппарата – сборщика мусора с фрагментом космического мусора на геостационарной орбите. Относительное движение рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат. Использована линеаризованная модель движения, на основе которой выполнено разделение относительного движения на периодические и вековые составляющие. Управление движением осуществляется переключением знака ускорения от тяги. Задача управления разделена на две итерации. Первая итерация – аналитическое определение номинальной программы управления с использованием линеаризованной модели движения. В основу этой программы положено управление вековыми составляющими относительного движения. Вторая итерация – уточнение ранее полученной программы управления на исходной модели с использованием аналитического решения, полученного на первой итерации. Выполнено численное моделирование сближения из различных начальных положений космического аппарата – сборщика мусора относительно фрагмента космического мусора. Установлено, что начинать сближение рационально, когда космический аппарат сборщик мусора находится ниже – справа или выше – слева относительно фрагмента космического мусора.

Космический мусор; геостационарная орбита; космический аппарат – сборщик мусора; задача сближения; управление; малая тяга.

Цитирование: Филиппов Г.А. Итерационная процедура выбора программы управления сближением с малой тягой в задаче утилизации космического мусора на геостационарной орбите // Вестник Самарского университета. Аэро-космическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 125-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-125-137

Введение

За долгие годы эксплуатации околоземного космического пространства на орбитах скопилось большое количество фрагментов космического мусора (ФКМ), которые мешают эксплуатации действующих спутников и запуску новых.

Особенно остро эта проблема стоит на геостационарной орбите (ГСО). Для очистки ГСО необходимо специальное транспортное средство – космический аппарат – сборщик мусора (КАСМ). Наиболее рациональным представляется КАСМ, который снабжён электроракетным двигателем малой тяги [1].

Сближение космических аппаратов удобно рассматривать в орбитальной цилиндрической системе координат [2]. Выделение вековых и периодических составляющих относительного движения позволяет упростить построение программы управления [3].

В [4] с использованием линеаризованной модели движения построена программа управления, состоящая из двух активных участков постоянства ускорения от тяги, которые разделены пассивным.

Продолжительности активных участков определяются аналитически, исходя из требований коррекции вековых составляющих движения. Продолжительность пассивного участка определяется требованием коррекции периодических составляющих относительного движения.

Линеаризация уравнений движения привела, с одной стороны, к их упрощению, что позволило построить программу управления аналитически, а с другой стороны – внесла методическую ошибку. Поэтому в настоящей статье ставится задача уточнения программы управления, полученной в [4].

Задача выбора программы управления разделена на две итерации. На первой итерации построена программа управления с использованием упрощённой (линеаризованной) модели движения. На второй итерации происходит уточнение программы управления. Для этого решается краевая задача на исходной (нелинеаризованной) модели, а в качестве начального приближения использовано решение, полученное на упрощённой модели.

Математическая модель движения

Движение КАСМ и ФКМ рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат. Уравнения движения для плоского случая имеют вид [2]:

$$\begin{aligned} \frac{d r}{d t} &= V_r, \\ \frac{d u}{d t} &= \frac{V_u}{r}, \\ \frac{d V_r}{d t} &= -\frac{\mu}{r^2} + \frac{V_u^2}{r} + a_s, \\ \frac{d V_u}{d t} &= -\frac{V_u \cdot V_r}{r} + a_T. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь r, u – координаты центра масс; V_r, V_u – скорость центра масс соответственно в радиальном и трансверсальном направлении; a_s, a_T – проекции ускорения от тяги на оси орбитальной цилиндрической системы координат.

В задаче сближения удобно перейти к объектоцентрической системе координат, начало которой расположено в центре масс ФКМ. Определим отклонения параметров движения КАСМ (индекс «к») от параметров движения ФКМ (индекс «ф»). Будем использовать линейную теорию возмущений.

Параметры движения КАСМ определяются как [2]:

$$\begin{aligned} r_k &= r_\phi + \Delta r, & V_r^k &= V_r^\phi + \Delta V_r, \\ u_k &= u_\phi + \Delta u, & V_u^k &= V_u^\phi + \Delta V_u. \end{aligned} \quad (2)$$

Вторые слагаемые, входящие в левые части (2), получаются в результате интегрирования системы уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r} &= \Delta V_r, \\ \Delta \dot{L} &= \Delta V_u - \lambda \Delta r, \\ \Delta \dot{V}_u &= -\lambda \Delta V_r + a_T, \\ \Delta \dot{V}_r &= 2\lambda \Delta V_u + \lambda^2 \Delta r + a_s. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь Δr – смещение КАСМ вдоль радиуса орбиты ФКМ; ΔL – проекция расстояния между КАСМ и ФКМ на орбиту ФКМ (смещение КАСМ вдоль орбиты ФКМ); ΔV_r – разность радиальной скорости КАСМ и ФКМ; ΔV_u – разность трансверсальной

скорости КАСМ и ФКМ; $\lambda = \sqrt{\mu(1-e^2)^3} p^{-3}$ – средняя угловая скорость движения по орбите ФКМ; μ – гравитационный параметр Земли; p, e – соответственно фокальный параметр и эксцентриситет орбиты ФКМ.

Управление движением КАСМ осуществляется за счёт изменения знака трансверсальной составляющей ускорения от тяги и её выключением:

$$a_T = a\delta, \quad (4)$$

где $\delta = \{-1, 0, 1\}$ – функция включения тяги, радиальная составляющая a_r равна нулю.

В системе (3) можно выделить вековые и периодические составляющие относительного движения. Дифференциальные уравнения для них с учётом управления (4) примут вид [3]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{r}_{cp} &= \frac{2}{\lambda} a_T, \\ \Delta \dot{L}_{cp} &= -1,5\lambda \Delta r_{cp}, \\ \dot{l} &= \frac{2}{\lambda} a_T \cos \varphi, \\ \dot{\varphi} &= \lambda - \frac{2}{\lambda l} a_T \sin \varphi. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь Δr_{cp} – среднее смещение КАСМ вдоль радиуса орбиты ФКМ; ΔL_{cp} – среднее смещение КАСМ вдоль орбиты ФКМ; l – малая полуось эллипса относительного движения; φ – угол, определяющий положение КАСМ на эллипсе относительного движения.

Параметры $\Delta r_{cp}, \Delta L_{cp}$ будем считать вековыми составляющими движения, параметры l, φ – периодическими.

Запишем граничные условия решаемой задачи сближения:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= \Delta r_{cp}^0, \quad \Delta L_{cp} = \Delta L_{cp}^0, \quad l = l^0; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= \Delta r_{cp}^k, \quad \Delta L_{cp} = \Delta L_{cp}^k, \quad l = l^k. \end{aligned} \quad (6)$$

Сформулируем задачу управления: для системы уравнений (5), граничных условий (6) и управления (4) определить зависимость функции включения тяги двигателя от времени.

Построение номинальной программы управления

На первой итерации построим номинальную программу управления для модели относительного движения (5). В основу номинальной программы положено управление вековыми составляющими относительного движения. Программа управления состоит из двух активных участков ускорения от тяги и пассивного между ними [3; 4].

Рассмотрим задачу управления вековыми составляющими относительного движения. Уравнения для Δr_{cp} и ΔL_{cp} могут быть приведены к системе стандартного вида:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= u, \\ \dot{x}_2 &= x_1, \end{aligned} \quad (7)$$

где $x_1 = -1,5\lambda \Delta r_{cp}$; $x_2 = \Delta L_{cp}$; $u = 3a\delta$.

Задача (7) имеет следующие решения:

- два активных участка разного знака, разделённые пассивным участком;
- два активных участка одного знака, разделённые пассивным участком.

Рассмотрим первое решение. Для варианта активных участков разных знаков их продолжительности определяются по формулам [3; 4]:

$$\begin{aligned} t_2 &= -\frac{t_{II}}{2} + \sqrt{\frac{t_{II}^2}{4} + \frac{\lambda^2 (\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)^2}{8a^2} + \frac{(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3a} \delta}, \\ t_1 &= t_2 - \lambda \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)}{2a} \delta, \end{aligned} \quad (8)$$

где t_1 и t_2 – продолжительность первого и второго участков соответственно; t_{II} – заданная продолжительность пассивного участка.

Знак ускорения от тяги на первом участке определится как

$$\delta = \text{sign} \left(\frac{(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3a} - \lambda^2 \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k) |\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k|}{8a^2} \right). \quad (9)$$

На втором участке знак ускорения противоположный.

Если продолжительность пассивного участка будет слишком большой, то продолжительность первого участка t_1 станет меньше нуля. В этом втором случае следует использовать программу управления, содержащую два активных участка одного знака, которые разделены пассивным участком.

Таким образом, программа управления с двумя активными участками одного знака применяется, если выполнены следующие два условия:

$$\begin{aligned} \delta (\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k) &> 0, \\ t_{II} &\geq \frac{2(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3\lambda (\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)} - \lambda \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)}{4a} \delta. \end{aligned} \quad (10)$$

Продолжительности активных участков определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} t_2 &= \frac{1}{t_{II}} \left(\frac{(\Delta L_{cp}^0 - \Delta L_{cp}^k)}{3a} \delta - \lambda^2 \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)^2}{8a^2} \right), \\ t_1 &= \lambda \frac{(\Delta r_{cp}^0 - \Delta r_{cp}^k)}{2a} \delta - t_2. \end{aligned} \quad (11)$$

Программа управления (8) или (11) обеспечивает удовлетворение граничных условий (5) в части вековых составляющих в любой их комбинации.

Для удовлетворения граничного условия для малой полуоси эллипса относительного движения необходимо подобрать продолжительность пассивного участка и начальный фазовый угол φ_0 , при котором начинается сближение.

Продолжительность пассивного участка определим из уравнения [4]:

$$A^2 + B^2 = \frac{(l_0 - l_k)^2}{K^2}. \quad (12)$$

Здесь:

$$A = \begin{cases} \cos(\theta - \theta_1) - \cos \theta + \cos \theta_2 - 1 & \text{для (8),} \\ \cos(\theta - \theta_1) - \cos \theta - \cos \theta_2 + 1 & \text{для (11),} \end{cases}$$

$$B = \begin{cases} -\sin(\theta - \theta_1) + \sin \theta - \sin \theta_2 & \text{для (8),} \\ -\sin(\theta - \theta_1) + \sin \theta + \sin \theta_2 & \text{для (11),} \end{cases}$$

$\theta = \theta_1 + \theta_{II} + \theta_2$, $\theta_1 = \lambda t_1$, $\theta_{II} = \lambda t_{II}$, $\theta_2 = \lambda t_2$ – соответственно продолжительность первого активного, пассивного и второго активного участков в угловой мере.

Для увеличения l начальный фазовый угол φ_0 определится из выражения:

$$\varphi_0 = \frac{\pi}{2} - \theta - \xi, \quad (13)$$

для уменьшения:

$$\varphi_0 = -\frac{\pi}{2} - \theta - \xi, \quad (14)$$

где $\xi = \arctg\left(\frac{B}{A}\right)$.

Таким образом, получена номинальная программа управления для линеаризованной модели. Линеаризация уравнений, с одной стороны, приводит к упрощению уравнений, что позволяет построить номинальную программу управления без решения краевой задачи. С другой стороны, появляется методическая ошибка. Поставим задачу уточнения программ управления (8), (11).

Уточнение программы управления

На второй итерации выполним расчёт траектории относительного движения для исходной модели (1). Уравнения интегрировались отдельно для КАСМ и ФКМ. В каждой точке интегрирования рассчитывались параметры относительного движения Δr , ΔL , ΔV_r , ΔV_u в соответствии с (2), а затем определялись вековые и периодические составляющие относительного движения Δr_{cp} , ΔL_{cp} , l , φ .

Для устранения методической ошибки необходимо подобрать новые продолжительности активных участков t_1 , t_2 и пассивного t_{II} таким образом, чтобы функция невязок:

$$F(t_1^*, t_{II}^*, t_2^*) = c_1 (\Delta r_{cp}^H - \Delta r_{cp}^D)^2 + c_2 (\Delta L_{cp}^H - \Delta L_{cp}^D)^2 + c_3 (l^H - l^D)^2 \quad (15)$$

достигла своего минимума. Отметим, что начальный фазовый угол при этом остаётся прежним.

В (15) введены обозначения: c_i – весовые коэффициенты; верхний индекс «Н» (номинальный) указывает на то, что параметр получен для линеаризованной модели, верхний индекс «Д» (действительный) указывает на то, что параметр получен для исходной модели. Весовые коэффициенты выбираются таким образом, чтобы функция (15) при номинальных продолжительностях участков была равна единице.

Поиск минимума функции (15) выполнен методом покоординатного спуска, поиск минимума по каждой переменной осуществлён методом золотого сечения [5].

Результаты расчёта

ФКМ расположен на геостационарной орбите со следующими параметрами: фокальный параметр $p = 42164,16$ км; эксцентриситет $e \approx 0$; аргумент широты $u = 72^\circ$; аргумент перигея $\omega = 72^\circ$. Ускорение от тяги примем равным 10^{-4} м/с². Выполним моделирование сближения КАСМ с ФКМ из четырёх координатных четвертей плоскости $\Delta r_{cp} - \Delta L_{cp}$.

Введём граничные условия:

При сближении из первой координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= 300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (16)$$

При сближении из второй координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= 300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (17)$$

При сближении из третьей координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= -300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = -100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (18)$$

При сближении из четвёртой координатной четверти:

$$\begin{aligned} t = 0: \quad \Delta r_{cp} &= -300 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 3000 \text{ км}, \quad l = 100 \text{ км}; \\ t = t^k: \quad \Delta r_{cp} &= 0 \text{ км}, \quad \Delta L_{cp} = 100 \text{ км}, \quad l = 20 \text{ км}. \end{aligned} \quad (19)$$

Результаты моделирования приведены на рис. 1 – 6. Показаны траектории относительного движения и параметры движения КАСМ в конечный момент времени, стрелкой обозначено направление движения.

На рис. 1 – 6 цифрами обозначено: 1 – траектория движения КАСМ, полученная на первой итерации (номинальная); 2 – траектория движения КАСМ, полученная на второй итерации; 3 – траектория движения КАСМ с методической ошибкой; 4 – эллипс относительного движения в конце траектории, полученный на первой итерации (номинальный); 5 – эллипс относительного движения в конце траектории, полученный на второй итерации; 6 – эллипс относительного движения в конце траектории с методической ошибкой; 7 – траектория движения центра эллипса относительного движения, полученная на первой итерации (номинальная); 8 – траектория движения центра эллипса относительного движения, полученная на второй итерации; 9 – траектория движения центра эллипса с методической ошибкой; 10 – эллипс относительного движения в начальный момент времени.

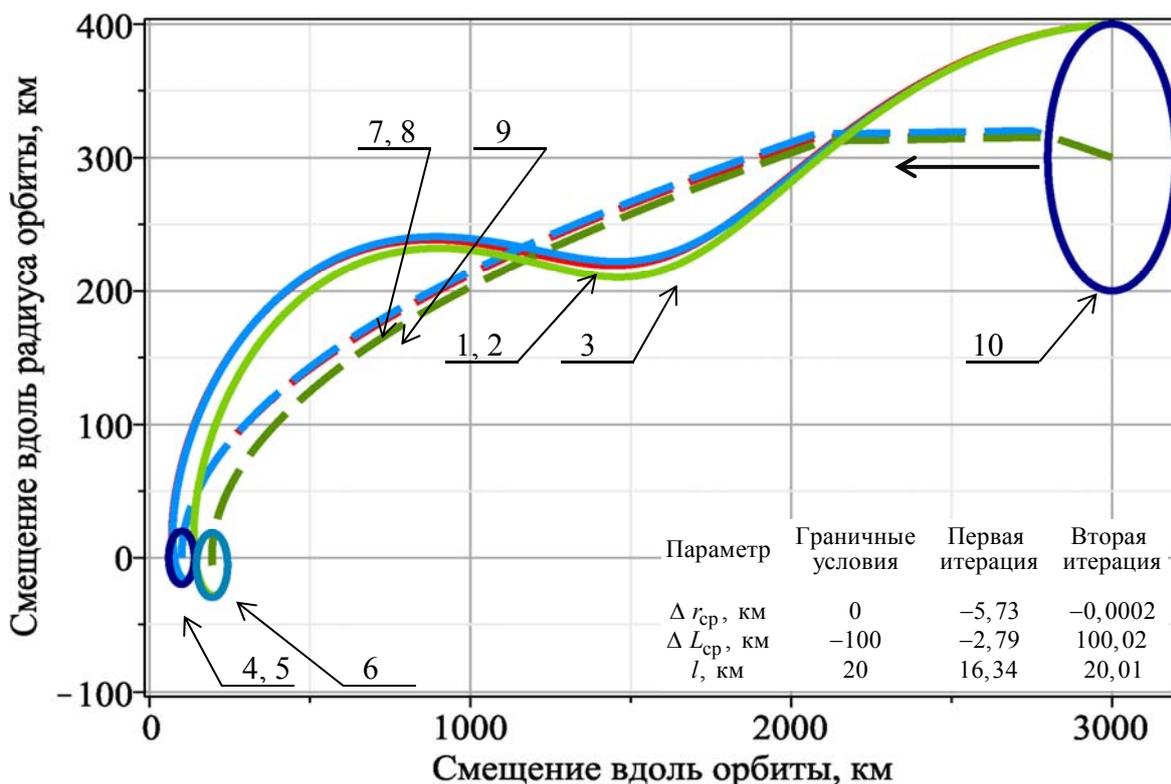


Рис. 1. Траектория относительного движения при сближении из первой координатной четверти, граничные условия (16), знак ускорения от тяги на активных участках разный

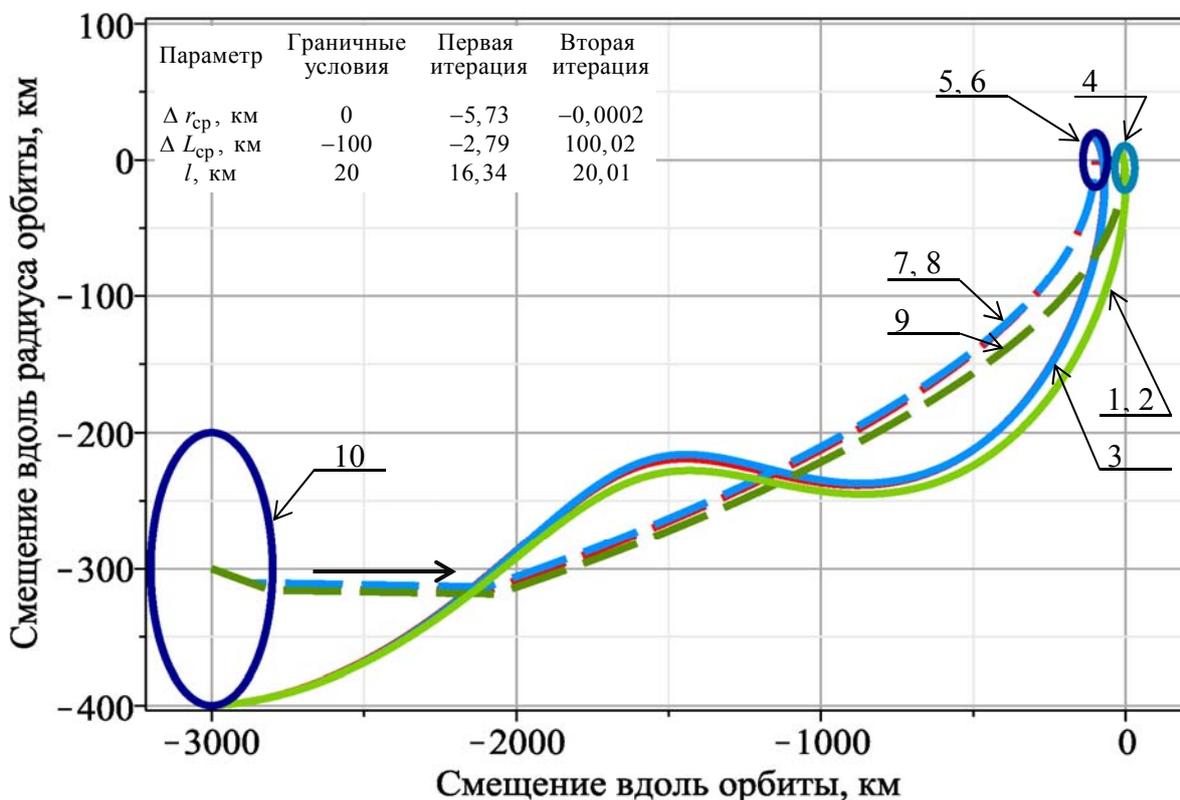


Рис. 2. Траектория относительного движения при сближении из третьей координатной четверти, граничные условия (18), знак ускорения от тяги на активных участках разный

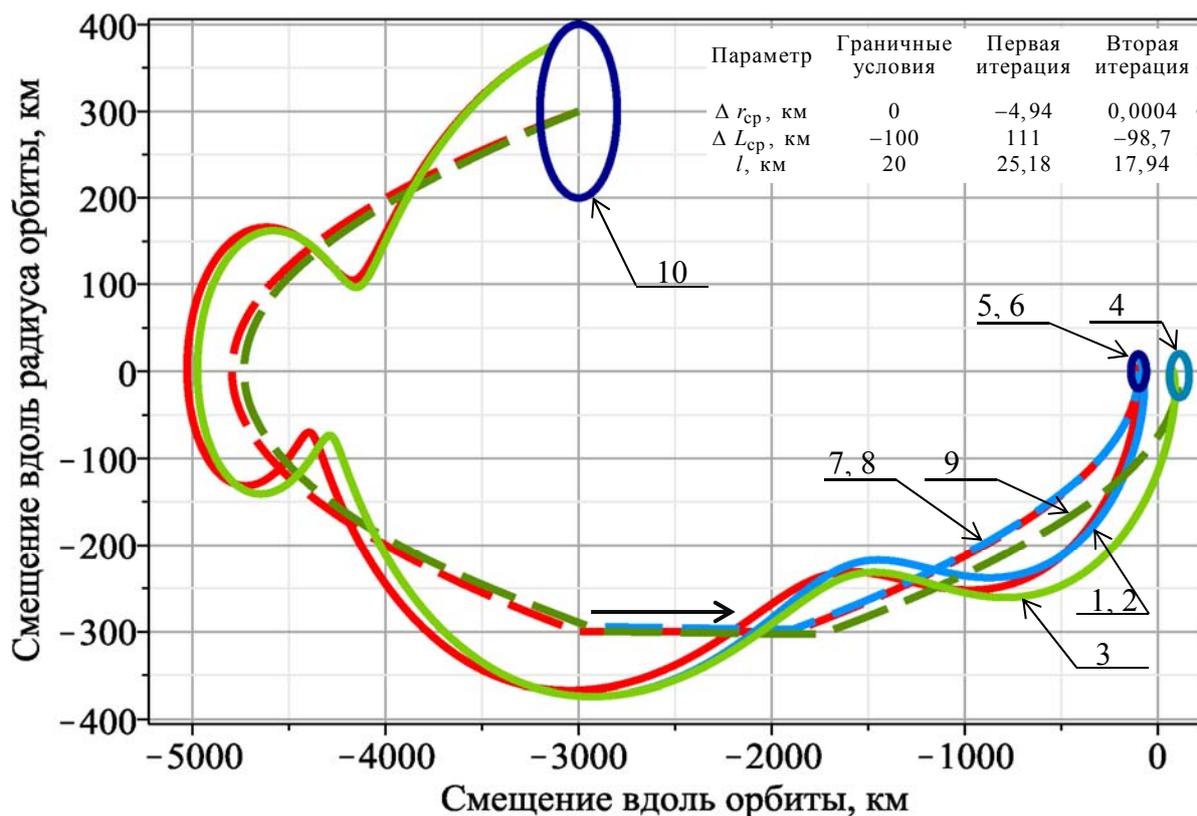


Рис. 3. Траектория относительного движения при сближении из второй координатной четверти, граничные условия (17), знак ускорения от тяги на активных участках разный

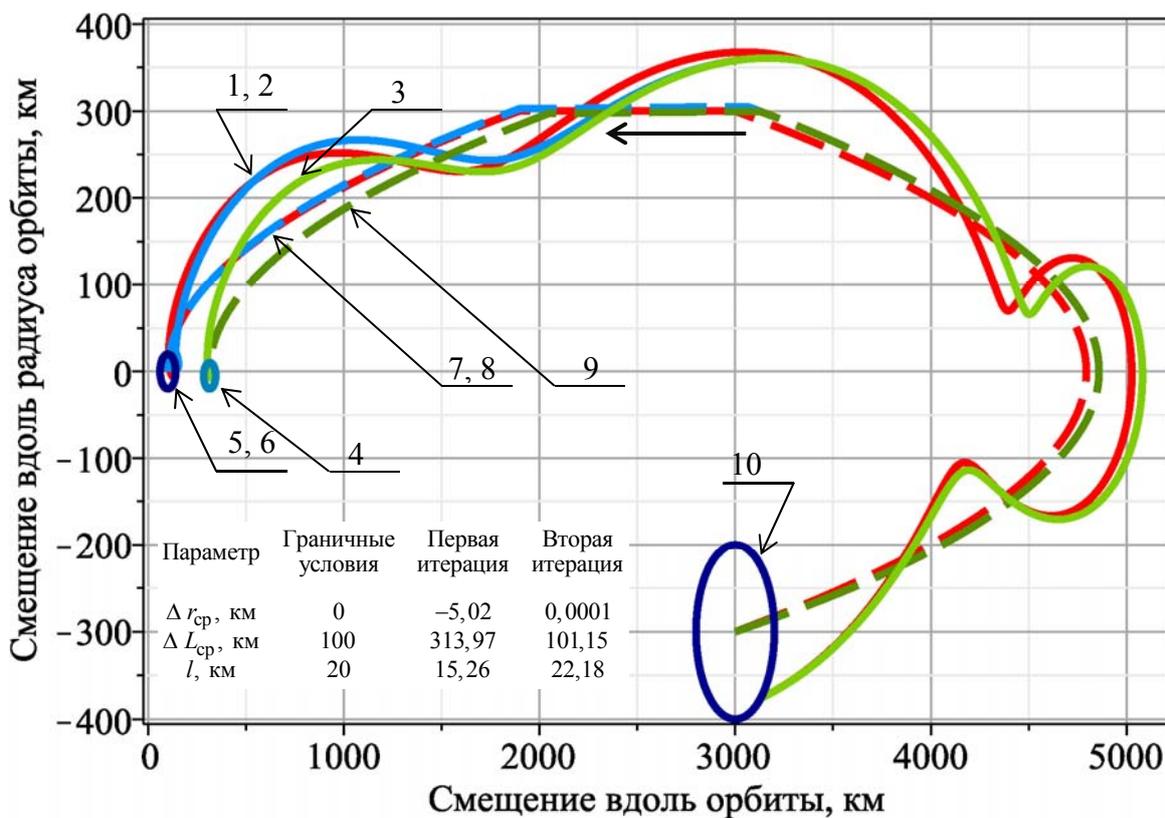


Рис. 4. Траектория относительного движения при сближении из четвёртой четверти, граничные условия (19), знак ускорения от тяги на активных участках разный

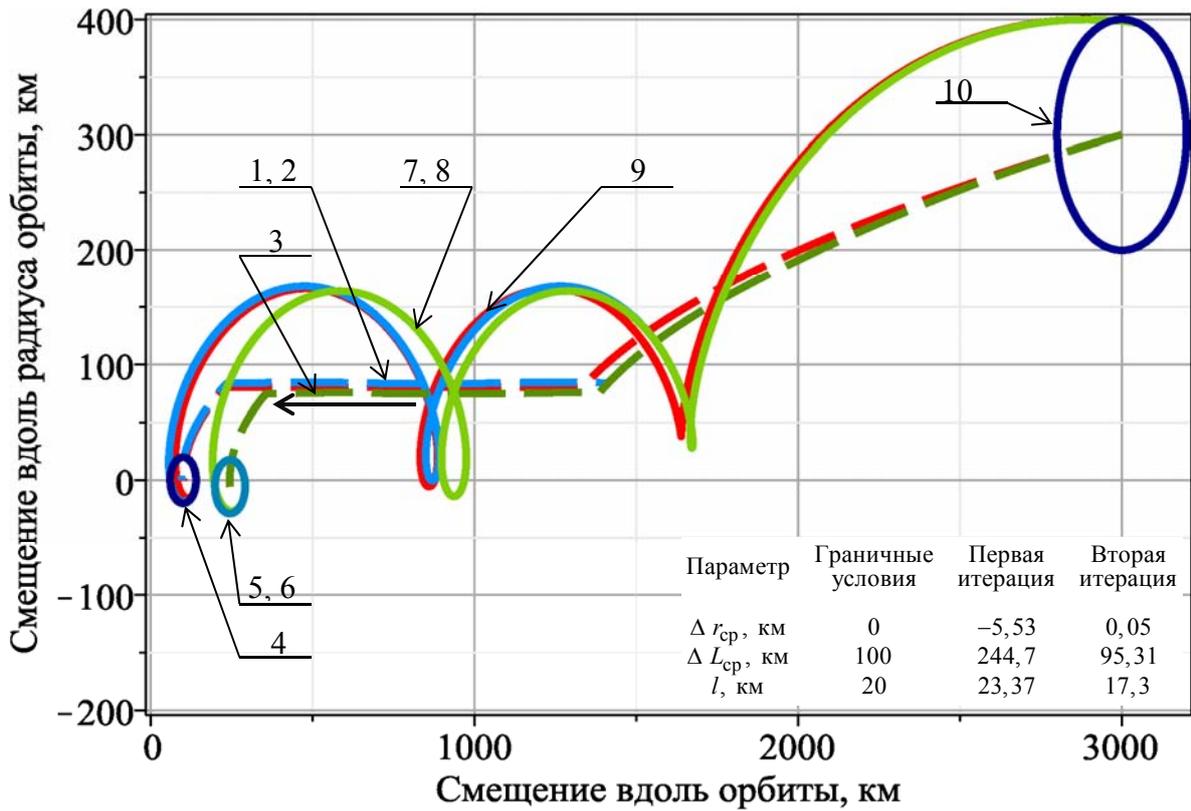


Рис. 5. Траектория относительного движения при сближении из первой координатной четверти, граничные условия (16), знак ускорения от тяги на активных участках одинаковый

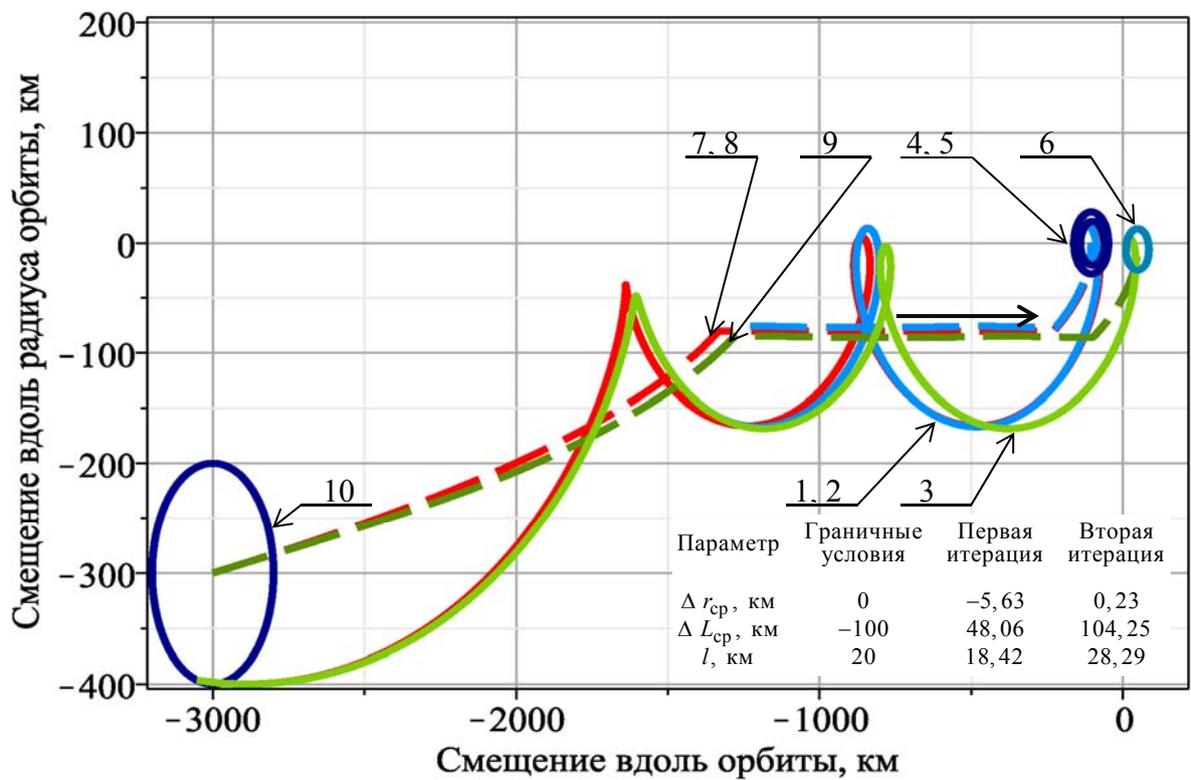


Рис. 6. Траектория относительного движения при сближении из третьей координатной четверти, граничные условия (18), знак ускорения от тяги на активных участках одинаковый

Как видно из рис. 1 – 4, лучшая точность решения краевой задачи достигается при сближении из первой (рис. 1) и третьей (рис. 2) координатной четверти. Это объясняется тем, что здесь имеет место «естественное» приближение КАСМ к ФКМ, обусловленное разницей в направлении их скоростей. При сближении из первой четверти ФКМ «догоняет» КАСМ, а из третьей – КАСМ «догоняет» ФКМ, при этом расстояние между КАСМ и ФКМ монотонно сокращается.

При сближении из второй (рис. 3) и четвертой (рис. 4) координатной четверти расстояние между КАСМ и ФКМ сначала увеличивается, так как КАСМ движется медленнее, а затем уменьшается. Это приводит к увеличению продолжительности манёвра и, как следствие, к увеличению методической ошибки.

Как видно из рис. 5 и 6, программу управления с активными участками одного знака применять не следует, так как здесь ошибки выполнения краевых условий (16), (18) большие, чем при использовании программы с разными знаками ускорения от тяги на активных участках.

Построение траектории последовательного приведения КАСМ к ФКМ

Изложенный подход позволяет решить практически важную задачу построения траектории пошагового приближения КАСМ к ФКМ [4]. Предположим, что КАСМ выведен на круговую орбиту ниже ГСО и отстаёт от него по аргументу широты на несколько градусов. Ставится задача дальнего сближения КАСМ с ФКМ – выведение КАСМ в зону, где возможно автономное ближнее наведение, поскольку ФКМ находится в зоне видимости навигационных устройств КАСМ [6; 7].

Траекторию сближения разобьём на четыре шага, между каждым из шагов расположен пассивный участок. Таким образом, количество пассивных участков между шагами равно количеству переменных, на которые наложены граничные условия.

Задачу выбора программы управления будем решать в три этапа:

- 1) рассчитывается номинальная программа управления на каждом шаге сближения с использованием линеаризованной модели;
- 2) уточняется номинальная программа управления на каждом шаге сближения путём минимизации функции (15);
- 3) определяются продолжительности пассивных участков между шагами сближения.

Примем следующие граничные условия:

$$\begin{array}{lll}
 \text{для шага 1 начальные: } \Delta r_{cp} = -227 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -3680 \text{ км,} & l = 0 \text{ км,} \\
 \text{для шага 1 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -1471 \text{ км,} & l = 50 \text{ км,} \\
 \text{для шага 2 начальные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -1471 \text{ км,} & l = 50 \text{ км,} \\
 \text{для шага 2 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -736 \text{ км,} & l = 20 \text{ км,} \\
 \text{для шага 3 начальные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -736 \text{ км,} & l = 20 \text{ км,} \\
 \text{для шага 3 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -74 \text{ км,} & l = 5 \text{ км,} \\
 \text{для шага 4 начальные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -74 \text{ км,} & l = 5 \text{ км,} \\
 \text{для шага 4 конечные: } \Delta r_{cp} = 0 \text{ км,} & \Delta L_{cp} = -7,4 \text{ км,} & l = 1 \text{ км.}
 \end{array} \tag{20}$$

На рис. 7 показана траектория относительного движения при сближении целиком, на рис. 8 показана траектория относительного движения на заключительном, четвёртом шаге сближения. Обозначения линий сохранены принятыми для рис. 1 – 6.

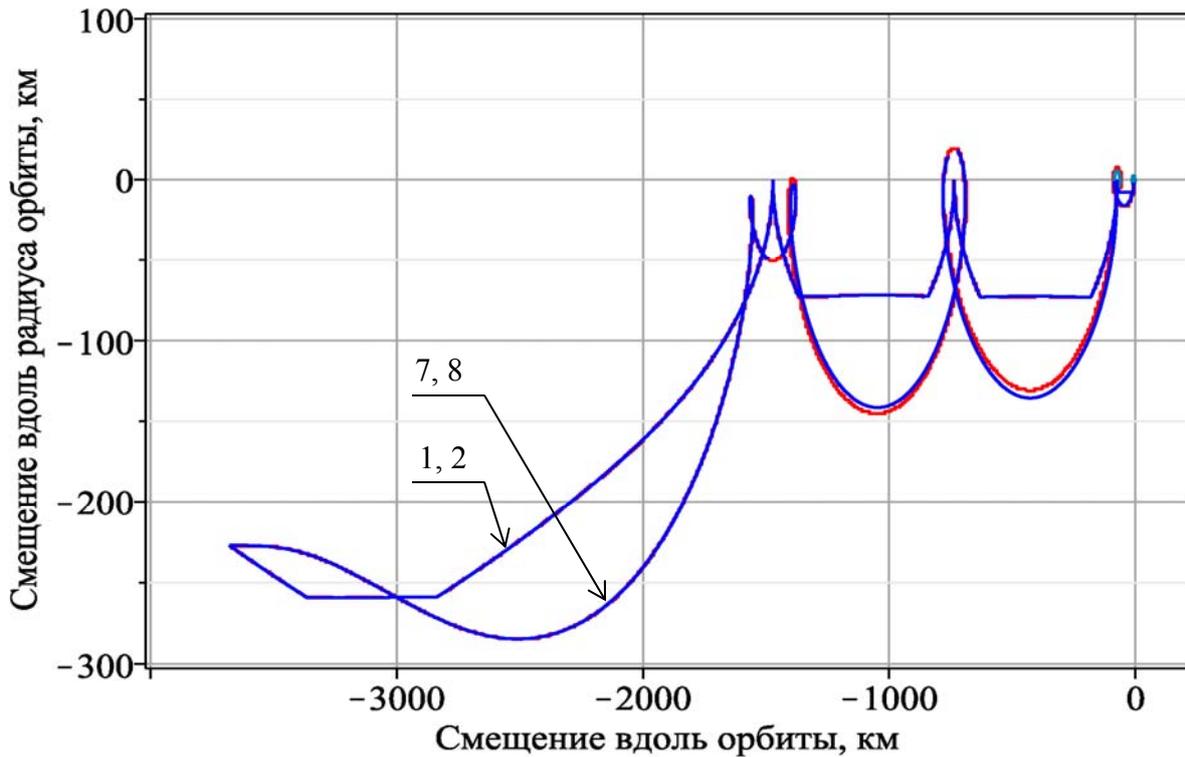


Рис. 7. Траектория относительного движения при сближении

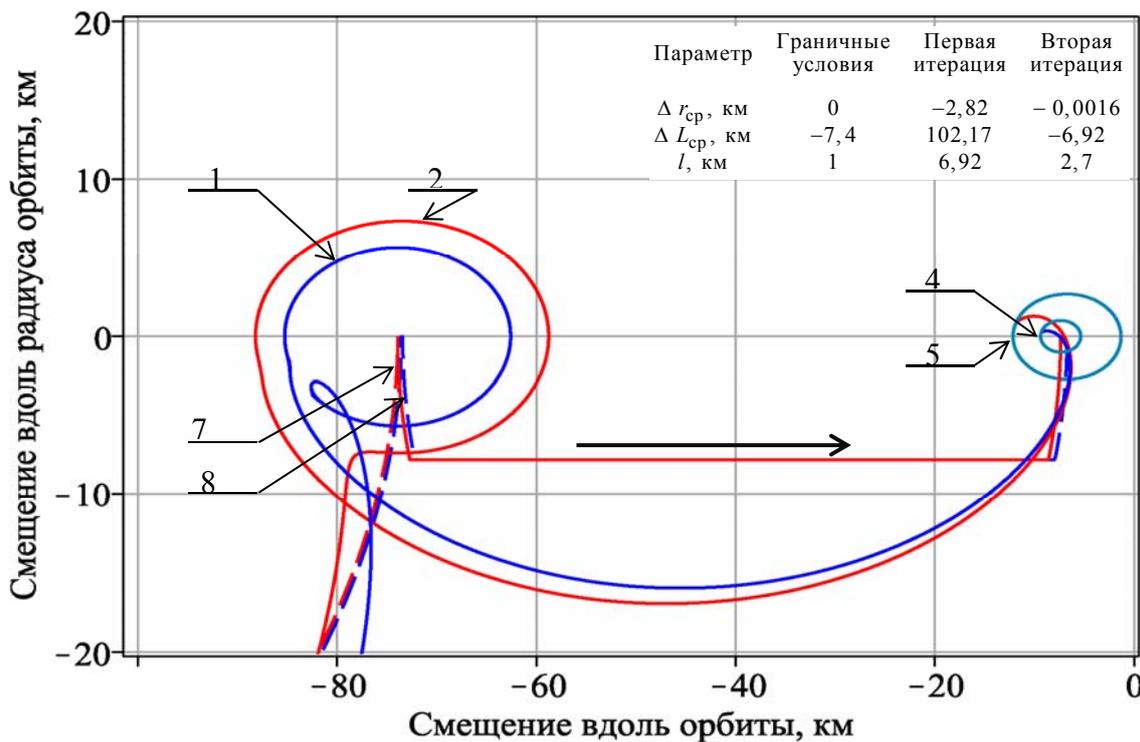


Рис. 8. Траектория относительного движения на заключительном четвёртом шаге

Из рис. 7 видно, что расстояние между КАСМ и ФКМ по мере сближения уменьшается. Из результатов расчётов следует, что КАСМ приведён в окрестность ФКМ. Он находится на орбите, большая полуось которой равна большой полуоси орбиты ФКМ (составляющая относительного движения $\Delta r_{cp} = -1,6$ м), отстаёт от него (составляющая относительного движения $\Delta L_{cp} = -6,92$ км) и в ходе пассивного движения по эллипсу

(линия 5 на рис. 8) КАСМ не столкнётся с ФКМ. Полученный результат хорошо совпадает с результатами, приведёнными в [8].

Заключение

В статье предложена итерационная процедура построения программы управления сближением космического аппарата – сборщика мусора с фрагментом космического мусора на геостационарной орбите. Выбор программы управления связан с решением краевой задачи. Особенностью предложенного подхода является разделение процесса решения краевой задачи на две итерации.

В качестве исходной использована модель относительного движения в орбитальной цилиндрической системе координат, приведена линеаризованная модель движения. Выделены вековые и периодические составляющие относительного движения.

Управление движением осуществляется изменением знака трансверсальной составляющей ускорения от тяги. Структура управления состоит из двух активных участков ускорения от тяги, которые разделены пассивным участком. На первой итерации с использованием линеаризованной модели получено приближённое решение для управления вековыми и периодическими составляющими относительного движения – начальное приближение для решения краевой задачи на исходной модели.

Краевая задача на исходной модели решена методом минимизации функции невязок. Найденное начальное приближение подставлялось в исходную модель сближения, определялось отклонение параметров движения от найденных на первой итерации. Поиск минимума осуществлён методом покоординатного спуска, поиск минимума по каждой неизвестной выполнен методом золотого сечения.

Результаты расчётов показали, что предложенная итерационная процедура построения программы управления сближением может быть применена для решения практических задач управления дальним сближением.

Библиографический список

1. Ишков С.А., Филиппов Г.А. Выбор проектных характеристик космического аппарата – сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 4 (46). С. 30-38.
2. Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перельгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полёта. М.: Машиностроение, 1989. 406 с.
3. Ишков С.А. Сближение космических аппаратов с малой тягой на околокруговых орбитах // Космические исследования. 1992. Т. 30, № 2. С. 165-179.
4. Ишков С.А., Филиппов Г.А., Храмов А.А. Номинальная программа управления сближением космического аппарата – сборщика мусора с электроракетным двигателем малой тяги на геостационарной орбите // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 4-6. С. 1215-1222.
5. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008. 636 с.
6. Творческое наследие Сергея Павловича Королёва. Избранные труды и документы / под ред. М.В. Келдыша. М.: Наука, 1980. 592 с.
7. Козлов В.В. Принцип итерационного сближения в космическом телевидении // Информация и космос. 2012. № 1. С. 82-84.
8. Дзесов Р.А., Жуков В.Н., Мельников Е.К., Павлов В.П. Баллистический анализ схемы быстрого сближения транспортных кораблей с международной космической станцией // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 3. С. 73-79.

ITERATION PROCEDURE OF CHOOSING A LOW-THRUST RENDEZVOUS TRANSFER CONTROL PROGRAM IN PROBLEMS OF SPACE DEBRIS DISPOSAL IN THE GEOSTATIONARY ORBIT

© 2017

G. A. Philippov post-graduate student of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
filippov@ssau.ru

The problem of controlling rendezvous between a “debris collector” spacecraft and fragments of space debris in the geostationary orbit is studied. Relative motion in the orbital cylindrical coordinate system is considered. A linearized model of motion is used; relative motion is divided into periodic and secular components on the basis of the model. Motion control is carried out by thrust acceleration reversal. The problem of control is divided into two parts. The first iteration implies analytical determination of a control program using a linearized motion model. The program is based on the control of secular components of relative motion. The second iteration consists in refining the control program obtained earlier using the original math model and the analytical solution obtained in the first iteration. Numerical simulation of motion is carried out. We established that it is rational to start the rendezvous transfer at the moment when the “debris collector” spacecraft is positioned below and to the right or above and to the left relative to the space debris fragment.

Control program in problems of rendezvous transfer; geostationary orbit; low thrust; space debris.

Citation: Philippov G.A. Iteration procedure of choosing a low-thrust rendezvous transfer control program in problems of space debris disposal in the geostationary orbit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 125-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-125-137

References

1. Ishkov S.A., Filippov G.A. Choice of design characteristics of «garbage collector» spacecraft with a low-thrust electrojet engine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 4 (46). P. 30-38. (In Russ.)
2. Konstantinov M.S., Kamenkov E.F., Perelygin B.P., Bezverbyy V.K. *Mekhanika kosmicheskogo poleta* [Mechanics of space flight]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 406 p.
3. Ishkov S.A. Rendezvous transfer of spacecraft with low thrust at near-circular orbits. *Cosmic research*. 1992. V. 30, Iss. 2. P. 165-179.
4. Ishkov S.A., Filippov G.A., Khramov A.A. Nominal control program for rendezvous transfer of spacecraft debris collector with electro rocket engine of low thrust at geostationary orbit. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 4-6. P. 1215-1222. (In Russ.)
5. Bakhvalov N.S., Zhidkov N.P., Kobel'kov G.M. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow: BINOM. Laboratoriya Znaniy Publ., 2008. 636 p.
6. *Tvorcheskoe nasledie Sergeya Pavlovicha Koroleva. Izbrannyye Trudy i dokumenty / pod red. M.V. Keldysha* [Creative heritage of Sergey Pavlovich Korolyov / ed. by Keldysh]. Moscow: Nauka Publ., 1980. 592 p.
7. Kozlov V.V. The iterative convergence principle in space television. *Information and Space*. 2012. No. 1. P. 82-84. (In Russ.)
8. Dzesov R.A., Zhukov V.N., Melnikov E.K., Pavlov V.P. Ballistic analysis of fast scheme for rendezvous between transport vehicles and the International Space Station. *Vestnik Moskovskogo Aviatzionnogo Instituta*. 2014. V. 21, no. 3. P. 73-79. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ПРИМЕНЕНИЯ ЛАЗЕРНЫХ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЙ

© 2017

С. Н. Шапошников ведущий инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
serg9ff@mail.ru

Представлены сведения о создании проектно-конструкторского облика малого космического аппарата (МКА) для дистанционного зондирования Земли. Опытно-технологический МКА «АИСТ-2Д» – совместная разработка акционерного общества «РКЦ «Прогресс» и Самарского национального исследовательского университета. Изложены требования к конструктивно-компоновочной схеме МКА, разработанной с учётом применения лазерной измерительной системы. Показан процесс разработки проектной и конструкторской документации, выполненной в трёхмерном виде с применением метода нисходящего проектирования. Приведены результаты проработки технической возможности проведения измерений, выработаны рекомендации по компоновке объекта измерений. Рассмотрена технология измерений фактического положения посадочных мест под приборы высокой точности установки с помощью лазерного трекера. Получены положительные результаты испытаний макетного образца, подтверждающие правильность выбранных решений. Сформулированы рекомендации по дальнейшему применению данной технологии.

Малый космический аппарат; проектно-конструкторская документация; нисходящее проектирование; информационные технологии; наземная отработка; прецизионные измерения; лазерный трекер.

Цитирование: Шапошников С.Н. Разработка конструкции малого космического аппарата с учётом применения лазерных систем измерений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 138-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-138-144

В настоящее время в области создания и развития ракетно-космической техники ведётся активная разработка принципиально новых технологий и материалов, приведших к существенному уменьшению массогабаритных характеристик космических аппаратов и увеличению сроков их активного существования.

Опытно-технологический малый космический аппарат (ОТ МКА) «АИСТ-2Д» – первый аппарат дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) производства АО «РКЦ «Прогресс», запущенный с космодрома «Восточный». На борту МКА размещена оптико-электронная аппаратура высокого разрешения «Аврора». По сочетанию параметров «разрешение – полоса захвата» оптико-электронная аппаратура ОТ МКА «АИСТ-2Д» не имеет аналогов среди отечественных аппаратов.

Аппарат был создан в течение трёх лет, что стало возможным благодаря развитию и укреплению деловых связей АО «РКЦ «Прогресс» и Самарского университета, расширению кооперации с предприятиями отрасли, а также применению самых современных технологий при создании аппарата [1].

Как известно, на аппаратах ДЗЗ существуют повышенные требования по установке оптико-электронной аппаратуры и приборов, участвующих в управлении движением и ориентации космического аппарата (КА). От выполнения этих требований во многом зависят целевые показатели изделия в целом [2]. Чтобы обеспечить точную установку бортовой аппаратуры, необходимо изготовление высокоточной оснастки, использование трудоёмкой технологии доводочных работ на этапе окончательной сборки КА и высокой квалификации исполнителей. Это приводит к увеличению сроков изготовления и окончательной стоимости КА [3].

Одним из важнейших критериев качества продукции является соответствие геометрии изделия требованиям конструкторской документации. Если геометрию простых деталей или сборок легко измерить традиционными контактными механическими инструментами, то в случае сложных по форме конструкций это не всегда возможно. В изделиях космической техники сложных сборок – большинство, поэтому проблема контроля их геометрии стоит особенно остро [4].

На МКА «АИСТ-2Д» предстояло решить аналогичные проблемы. Для обеспечения его целевых характеристик необходимо было обеспечить привязку посадочных мест аппаратуры к базовым плоскостям МКА с обеспечением его геометрической стабильности. Размещение аппаратуры и оборудования на МКА должно было не только обеспечивать удобство монтажа и демонтажа, подключения соединителей при сборке МКА, доступность визуального контроля, травмобезопасность и электробезопасность, но и возможность проведения работ с помощью лазерной измерительной системы.

Цель данной работы – показать на примере ОТ МКА «АИСТ-2Д» возможность разработки конструкции МКА с учётом применения лазерной измерительной системы для определения положения посадочных мест под приборы высокой точности установки.

Решение данной задачи, а именно определение фактического положения посадочных мест под приборы, возможно с помощью применения измерительной системы – лазерного трекара.

Применение лазерного трекара накладывает определённые ограничения на конструкцию изделия, которые необходимо учитывать при разработке проектно-конструкторского облика МКА:

- измеряемые посадочные поверхности должны быть свободно расположены и открыты для прохождения лазерного луча;
- жёсткость каркаса изделия должна быть обеспечена на всех этапах измерений;
- необходимо обеспечение стабильных климатических условий;
- помещение для проведения измерений должно исключать вибрационное воздействие на конструкцию.

Конструктивно-компоновочная схема должна учитывать возможность проведения замеров лазерным трекаром. При разработке проектной документации необходимо сформулировать требования к проведению измерений: определить перечень приборов, для которых необходимо проведение измерений посадочных мест; разместить их на изделии с обеспечением требований по возможности проведения замеров; задать требуемую точность и погрешность измерений.

Необходимо отметить, что при разработке проектной и конструкторской документации на МКА «АИСТ – 2Д» широко применялись технологии управления проектами и высокоуровневые информационные технологии, что позволило в сжатые сроки разработать конструкцию аппарата с учётом вышеизложенных требований. Разработка конструктивно-компоновочной схемы МКА велась с применением технологии нисходящего проектирования в электронном трёхмерном виде [5].

Варианты исполнения проектной документации в виде аннотированных трёхмерных моделей с комбинированными видами приведены на рис. 1.

В конструкторской документации (КД) в соответствии с требованиями, приведёнными в проектной документации, необходимо отразить требования не только в части обеспечения монтажа бортовой аппаратуры, деталей и сборок, но и требования по проведению измерений фактического положения посадочных мест под приборы с заданной погрешностью. Варианты исполнения конструкторской документации в виде аннотированных трёхмерных моделей с комбинированными видами приведены на рис. 2.

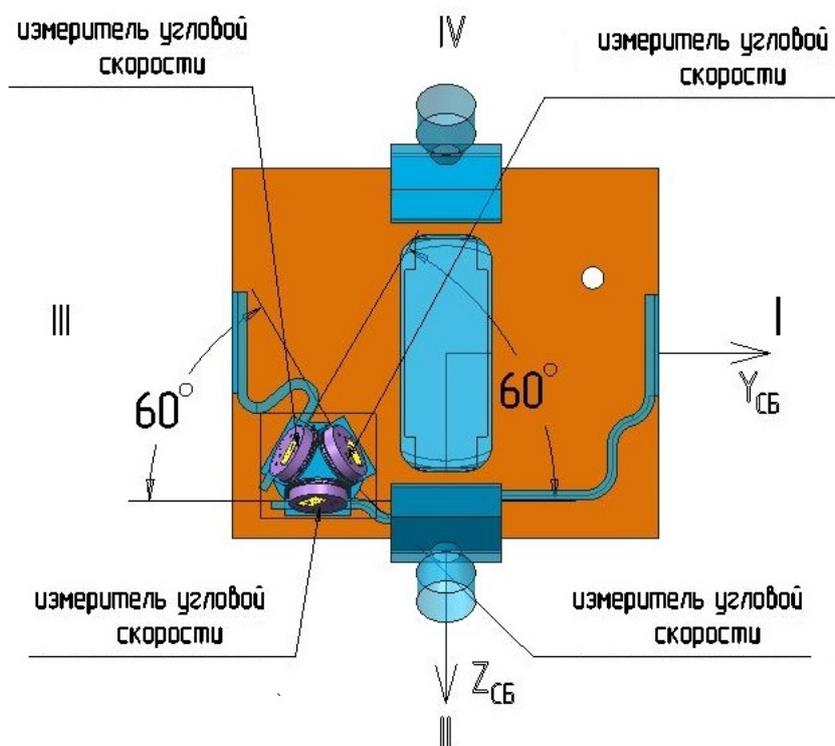
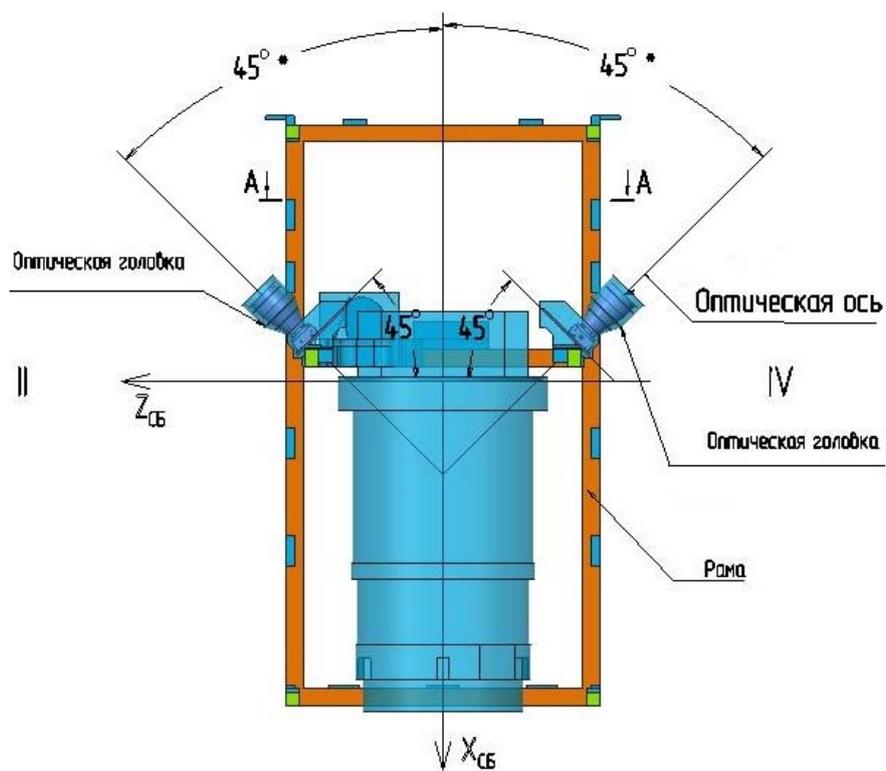


Рис. 1. Вариант исполнения проектной документации

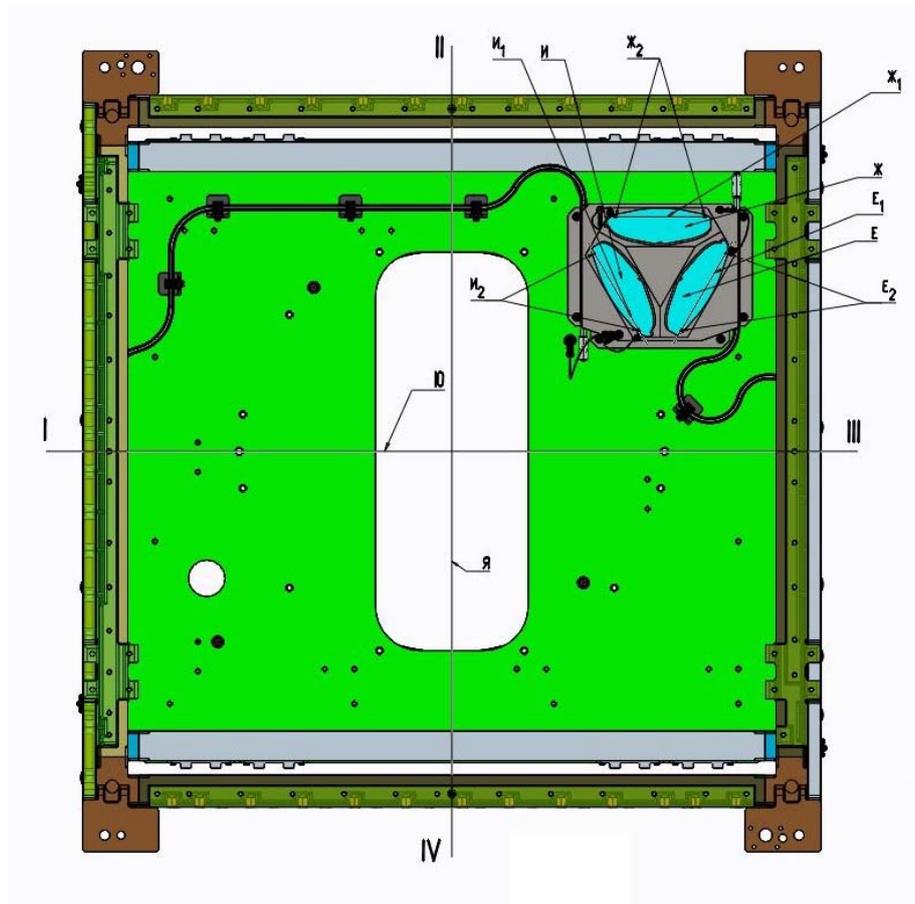
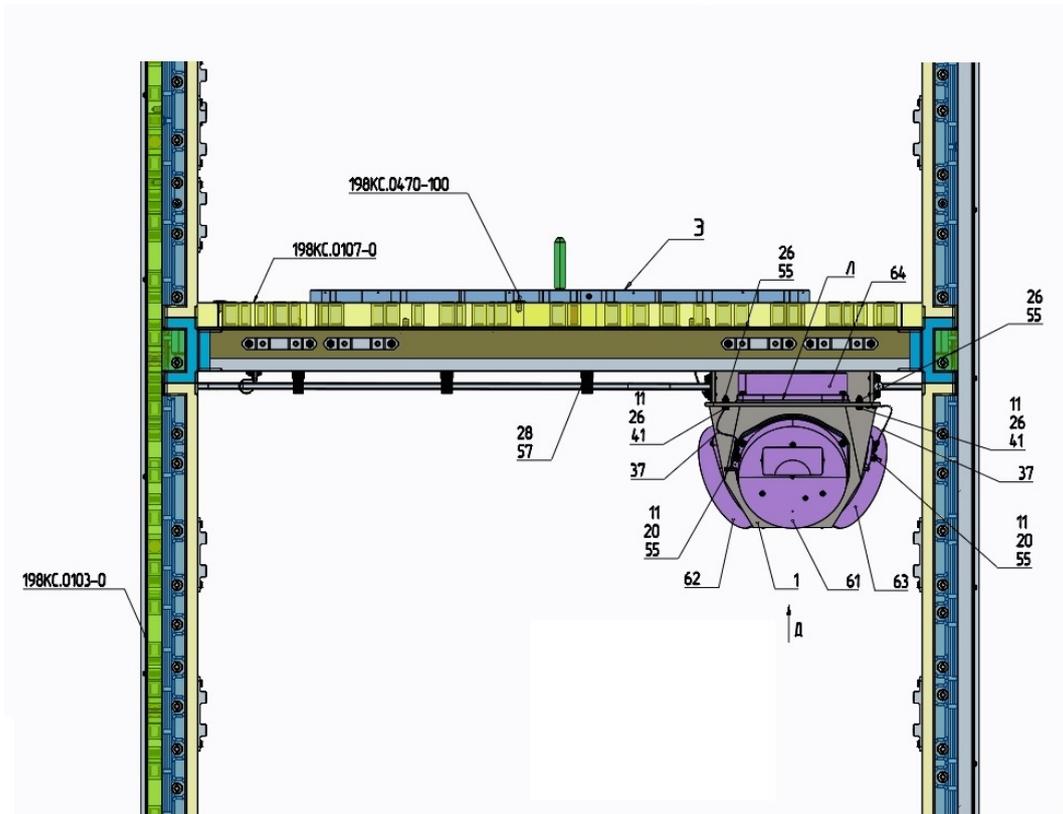


Рис. 2. Вариант исполнения конструкторской документации

Затем необходимо определить исходное состояние МКА, в котором возможно выполнение требований по жёсткости конструкции, сохранение её геометрических характеристик на всех этапах измерений, наличие на ней всех измеряемых посадочных мест под приборы и обеспечение свободного доступа к ним.

Таким образом, исходное состояние объекта измерений определено следующими решениями:

- бортовая аппаратура не устанавливается;
- сотопанели установлены на корпусной раме изделия, кроме II – IV плоскостей;
- кронштейны установлены на сотопанели и раму изделия согласно требованиям, приведённым в КД.

Общий вид объекта измерений приведён на рис. 3.

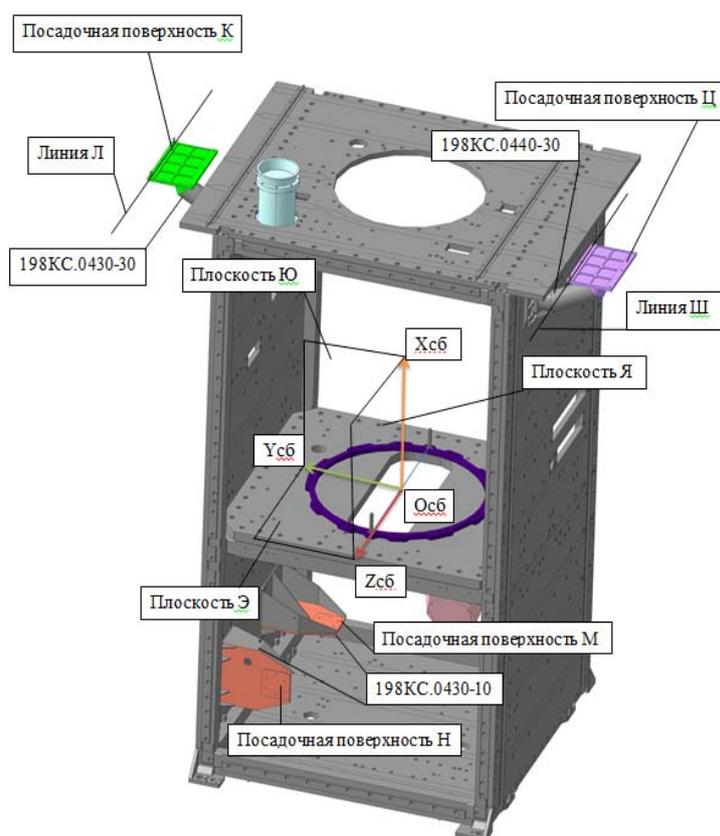


Рис. 3. Общий вид объекта измерений

Задача проведения измерений состояла в определении фактических угловых отклонений посадочных мест под приборы высокой точности установки относительно баз, указанных в конструкторской документации. В качестве объекта измерений выступали посадочные места под приборы высокой точности установки, расположенные на кронштейнах МКА «АИСТ-2Д».

Технология замера фактического углового положения посадочных мест под приборы высокой точности установки заключалась в следующем: с помощью лазерного трекера производился замер фактического положения площадок под приборы и их фиксирующих элементов (штифтов или направляющих шпилек), при этом использовался интерфейс самого лазерного трекера (сферические отражатели) и фиксаторы (адаптеры).

Полученные положительные результаты разработки проектно-конструкторской документации, внедрение её в производство, проведение измерения фактического по-

ложения посадочных мест под приборы высокой точности установки, использование результатов измерений в управлении МКА дают возможность дальнейшего развития и применения данного подхода и технологии измерений, выработке новых решений на разрабатываемых изделиях ракетно-космической техники. Предложенный метод измерений позволяет существенно снизить материально-технологические издержки и сократить сроки производства КА.

Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. 324 с.
2. Козлов Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
3. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н. Ракеты-носители и космические аппараты ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2007. № 8. С. 58-62.
4. Дёмкин В.Н., Привалов В.Е. Лазерные технологии при измерении геометрии поверхности сложной формы (обзор) // Сборник трудов «Вестник СПбО АИН». Вып. 5. СПб.: Санкт-Петербургский государственный политехнический университет, 2008. С. 138-187.
5. Космодемьянский Е.В. Особенности процесса создания трехмерной модели конструкции космического аппарата дистанционного зондирования // Известия Самарского научного центра РАН. 2011. Т. 13, № 1-2. С. 312-317.

DEVELOPMENT OF SMALL SATELLITE STRUCTURE TAKING INTO ACCOUNT THE USE OF LASER MEASURING SYSTEMS

© 2017

S. N. Shaposhnikov leading design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
serg9ff@mail.ru

The article presents some information on the development of the design concept of a small satellite for Earth remote sensing. The AIST-2D engineering test small satellite is a co-development of the Progress Space-Rocket Centre and the Samara National Research University. The article sets forth the requirements to design of the small satellite that was developed taking into account the use of a laser-gaging system. The author describes the process of elaborating 3D design documents with the use of the top-down design method. The results of technical feasibility assessment are given, as well as the recommendations on configuring a small satellite to meet the above-mentioned requirements. The technology of measuring the actual positions of seats for hardware of high positional location accuracy is considered. The technology is based on the use of a laser tracker. The author obtained positive results of dummy tests that proved the correctness of the solutions chosen. The recommendations on further application of this technology are defined.

Small satellite; design documents; top-down design; information technologies; ground processing; precision measurements; laser tracker.

Citation: Shaposhnikov S.N. Development of small satellite structure taking into account the use of laser measuring systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 138-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-138-144

References

1. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskiiy malyy kosmicheskiiy apparat «AIST-2D»* [Engineering test small space vehicle «AIST-2D»]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.
2. Kozlov D.I. *Konstruirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [Designing of automatic space vehicles]. Moscow: Mashinostroeniye Publ., 1996. 448 p.
3. Kirilin A.N., Akhmetov R.N. Launch Vehicles and Spacecraft of TsSKB-Progress Rocket and Space Center. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2007. No. 8. P. 58-62. (In Russ.)
4. Demkin V.N., Privalov V.E. Laser technologies when measuring the geometry of irregular shape (Review). *Sbornik trudov «Vestnik SPbO AIN»*. Vyp. 5. SPb.: St. Petersburg Polytechnic University Publ., 2008. P. 138-187 (In Russ.)
5. Kosmodemyansky E.V. Features of creation process the 3d-model of space vehicle distant sounding construction. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2011. V. 13, no. 1-2. P. 312-317. (In Russ.)

РАСЧЁТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМ ОБРАБОТКИ ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ

© 2017

В. В. Галевко кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Детали машин и ТММ»; Московский автомобильно-дорожный институт; galewkow@mail.ru

Р. И. Рахматов аспирант кафедры «Детали машин и ТММ»; Московский автомобильно-дорожный институт; rahmatov_ri@mail.ru

Описана расчётно-экспериментальная методика проектирования конструкций системы обработки отработавших газов (СООГ) грузового автомобиля на основе конечно-элементного моделирования и результаты расчётно-экспериментальных исследований. Приведены результаты исследований, в том числе в виде распределения звукового давления по внутреннему объёму, разработанных конструкций СООГ. Выбрана конструкция глушителя-нейтрализатора с наилучшими виброакустическими характеристиками, которая изготовлена и испытана на грузовом автомобиле. Приведены результаты расчётно-экспериментальных исследований глушителя-нейтрализатора.

Система обработки отработавших газов; каталитический блок; конечно-элементное моделирование; глушитель-нейтрализатор.

Цитирование: Галевко В.В., Рахматов Р.И. Расчётное и экспериментальное исследование систем обработки отработавших газов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 145-154. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-145-154

Введение

В настоящее время требования к внешнему шуму автотранспортных средств (АТС) ужесточаются. Основным источником шума работающего двигателя остаётся шум выпуска, причём акустическая мощность незаглушённого шума выхлопа достигает 100 Вт (до 140 дБА) и в десятки и сотни раз превосходит мощности шума остальных элементов и систем двигателя. Автомобиль с установленным на нём двигателем должен соответствовать действующим нормативам по шуму, которые в Европе и России регулируются Правилами ЕЭК ООН № 51 с поправкой 02. Для достижения требуемых уровней внешнего шума АТС необходимо разрабатывать современные малошумные СООГ, удовлетворяющие требованиям по токсичности и противодавлению.

Постановка задачи

Диапазон конструктивных решений СООГ очень широк и определяется как компоновочными ограничениями, так и необходимостью применять в СООГ различные виды нейтрализаторов.

Рассмотрим параметры оценки качества глушителя, которыми должен руководствоваться разработчик при создании СООГ автомобиля. Прежде всего, это обеспечение надёжности и ресурса системы, работающей в условиях агрессивной среды выхлопных газов высокой температуры, движущихся с высокой скоростью, при широком диапазоне температурных, влажностных и других условий. При этом необходимо обеспечить ограничения по противодавлению, создаваемому СООГ, которое отрицательно сказывается на мощностных параметрах двигателя. Необходимо также обеспечить рабочие условия для нейтрализаторов. И, конечно, СООГ должна обеспечить выполнение

основного требования: снижение шума выпуска, который не должен вносить заметного вклада в общий уровень шума автомобиля.

Из акустики известно, что вклад одного из источников шума в общий шум признается несущественным, если его уровень на 10 дБ и более ниже уровня общего шума. Максимальные значения звукового давления автомобиля задаются Правилами ЕЭК ООН № 51-02. По методике испытаний измерения проводятся на расстоянии 7,5 м от оси движущегося с разгоном автомобиля.

Для выделения шума выпуска из общего шума автомобиля измерения в соответствии с приложением 3 Правил 51-02 проводятся на расстоянии 0,5 м от среза выпускной трубы. Измеренный в этой точке уровень шума $P_{0,5}$ можно пересчитать на расстояние 7,5 м с учётом его снижения на ΔP :

$$\Delta P = 20 \log(7,5 / 0,5) = 23,5 \text{ дБ.}$$

Таким образом, шум от среза выпускной трубы на расстоянии 7,5 м будет на 23,5 дБ меньше, чем на расстоянии 0,5 м. Это обстоятельство необходимо учитывать при оценке влияния шума от среза выпускной трубы на общий шум автомобиля.

Для оценки эффективности работы как всей системы выпуска, так и её отдельных элементов наиболее информативным параметром является потеря передачи TL (Transmission Loss), так как он не зависит от акустических условий на входе и выходе системы выпуска:

$$TL = 10 \lg(W_{in} / W_{out}),$$

где W_{out} и W_{in} – мощности звуковых волн соответственно на входе и выходе глушителя при согласованной входной и выходной нагрузке.

Методика и результаты проектирования СООГ грузового автомобиля

Для создания трёхмерных КЭМ СООГ используется программный комплекс ANSYS [1; 2]. Конечно-элементное моделирование позволяет провести с учётом граничных условий анализ необходимого числа конструкций СООГ и по виброакустическим показателям отобрать наиболее эффективные.

Исходя из габаритно-компоновочных ограничений были выбраны три конструкции СООГ. На рис. 1 показаны конструктивные схемы глушителя-нейтрализатора для грузового АТС.

Конструкция СООГ (рис. 1, а) состоит из входного патрубка с конусом 1, каталитического блока 2, выходного конуса с патрубком 3, внешней объёмной камеры 5, внутренней объёмной камеры 4 и выходного патрубка 6. Выпускной коллектор двигателя соединяется с СООГ через впускной патрубок 1. На рисунке 1, б представлена конструкция СООГ с дополнительной объёмной камерой 7, соединённой с камерой 5 посредством технологических отверстий 8.

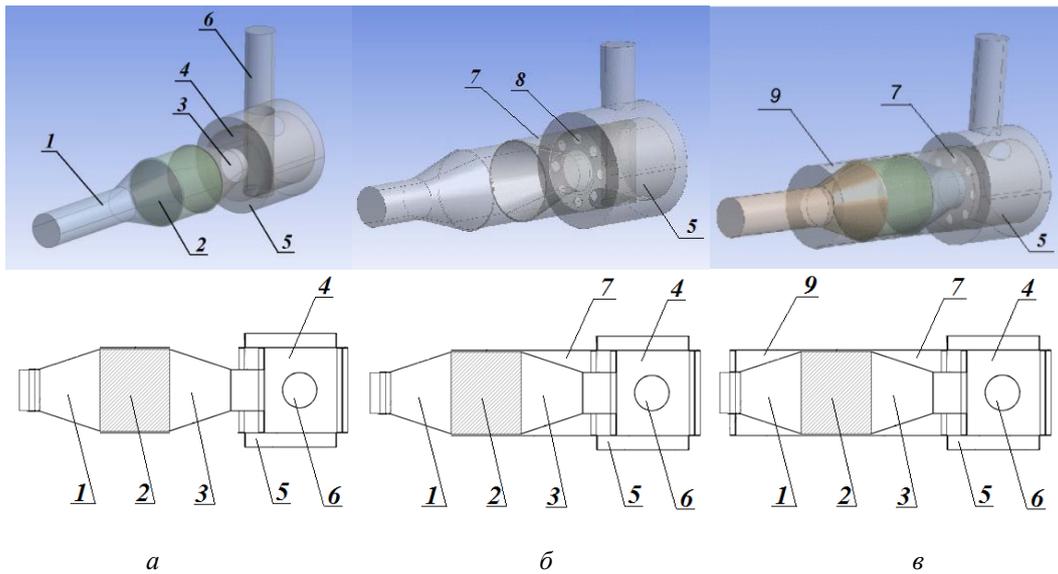


Рис. 1. Конструкции СООГ: а – с двумя объёмными камерами; б – с тремя объёмными камерами; в – с четырьмя объёмными камерами

На рис. 1, в представлена конструкция СООГ с дополнительной объёмной камерой 9, состоящей из объёма между наружным корпусом глушителя-нейтрализатора, входным и выходным конусами, внешней поверхностью каталитического блока. Камера 9 связана с камерой 7 посредством цилиндрического зазора между корпусом и каталитическим блоком 2.

Были созданы конечно-элементные модели (КЭМ) для рассматриваемых конструктивных схем. Разбиение на конечные элементы выполнено в программном комплексе Ansys и экспортировалось в LMS Sysnois. Метод конечно-элементного моделирования СООГ основан на представлении исследуемых конструкций в виде газового объёма, заполняющего всю конструкцию и разбитого на множество дискретных объёмов – конечных элементов, аппроксимирующих геометрическую форму конструкции.

На рис. 2 представлены импортированные из Ansys модели первых двух вариантов СООГ, приведённых соответственно на рис.1, а и б.

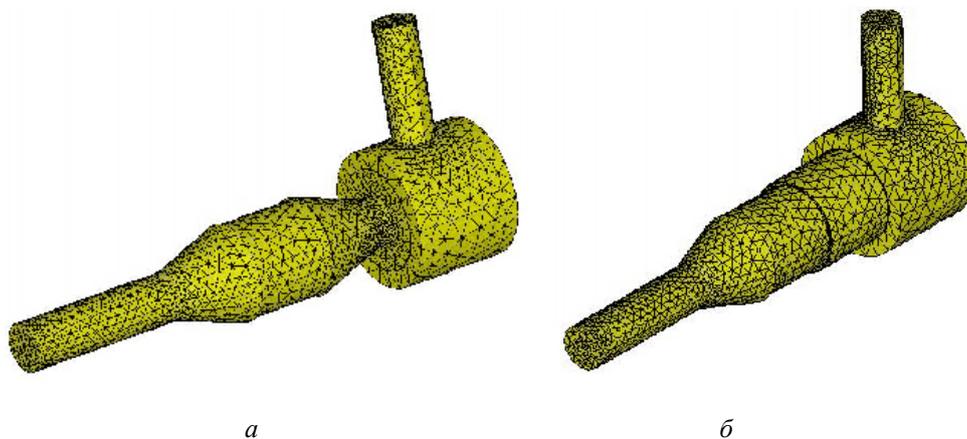


Рис. 2. КЭМ конструкции СООГ: а – с двумя объёмными камерами; б – с тремя объёмными камерами в программном комплексе LMS Sysnois

Для расчёта в программном комплексе Sysnois задаём граничные условия: на входе – поршневое возбуждение, на выходе – согласованная нагрузка (рис. 3).

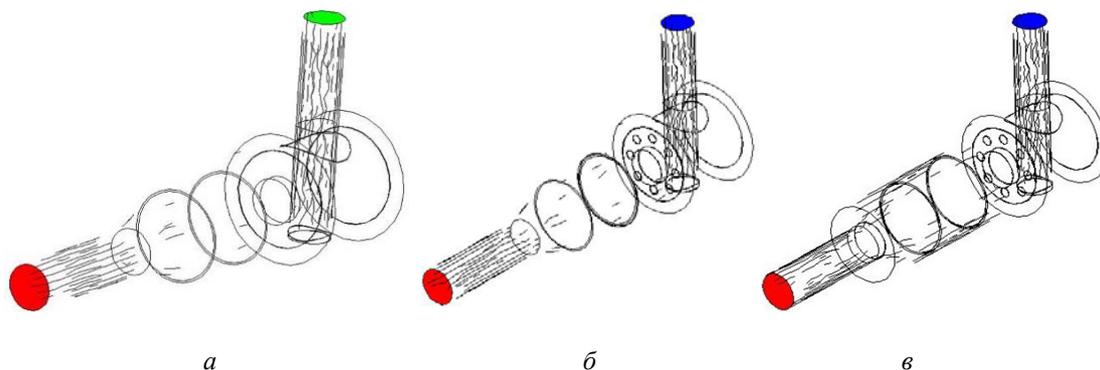


Рис. 3. Граничные условия конструкции СООГ: а – с двумя объёмными камерами; б – с тремя объёмными камерами; в – с четырьмя объёмными камерами

Отметим, что параметры плотности и скорости распространения звука в каталитическом блоке были определены расчётно-экспериментальным способом по разработанной методике и использованы для проектирования и расчёта трёх конструкций СООГ (рис. 4).

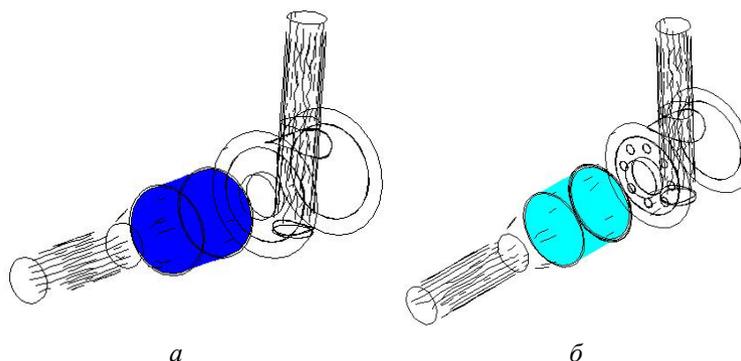


Рис. 4. Граничные условия для каталитического блока конструкции СООГ: а – с двумя объёмными камерами; б – с тремя объёмными камерами

На рис. 5 представлены распределения звукового давления по объёму СООГ первой конструкции на частоте $f = 250$ Гц.

Из него следует, что стоячие волны образуются по всей длине СООГ. Длина этих волн равна

$$\lambda = \frac{v}{f} = \frac{340 \text{ м/с}}{250 \text{ Гц}} = 1,36 \text{ м}.$$

Переменное избыточное давление, возникающее во входной трубе, продолжается до 2/3 её длины. Изменения значения звукового давления в точке перехода от входного патрубка до входного конуса ощутимы и продолжают уменьшаться до половины длины конуса, что свидетельствует об уменьшении пучностей и увеличении интенсивности распространения волны по длине конуса, которое продолжается до 1/3 длины каталитического блока.

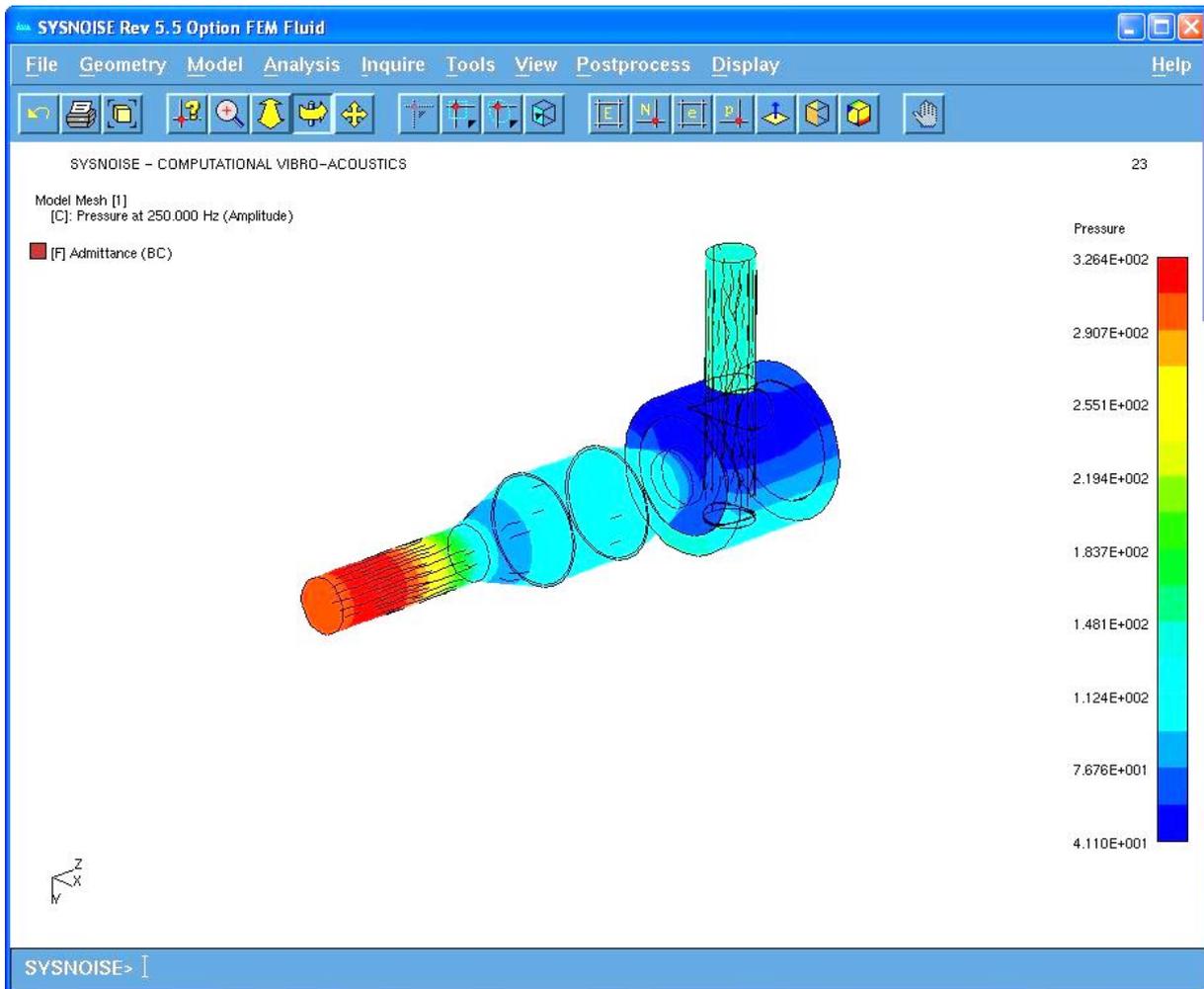


Рис. 5. Распределение звукового давления по объёму глушителя-нейтрализатора первой конструкции на частоте 250 Гц

Так как каталитический блок состоит из большого количества сот-ячеек, то распространяющиеся звуковые волны частично поглощаются на средних и высоких частотах. Поэтому каталитический блок выступает как диссипативный элемент с низким коэффициентом поглощения. Далее происходит увеличение звукового давления до $2/3$ длины каталитического блока. Возрастание звукового давления продолжается и по $1/2$ длине соединительной трубы – между выпускным конусом и второй объёмной камерой. От второй половины трубы до второй объёмной камеры (включая первую объёмную камеру) наблюдается резкое уменьшение звукового давления. По конструкции СООГ второй объём соединён с выпускной трубой.

Для выбора наименьшего значения звукового давления на выходе из СООГ необходимо конструировать выпускную трубу в зоне наименьшего значения звукового давления во второй объёмной камере.

На рис. 6 представлены распределения звукового давления по объёму СООГ второй конструкции на частоте 1500 Гц.

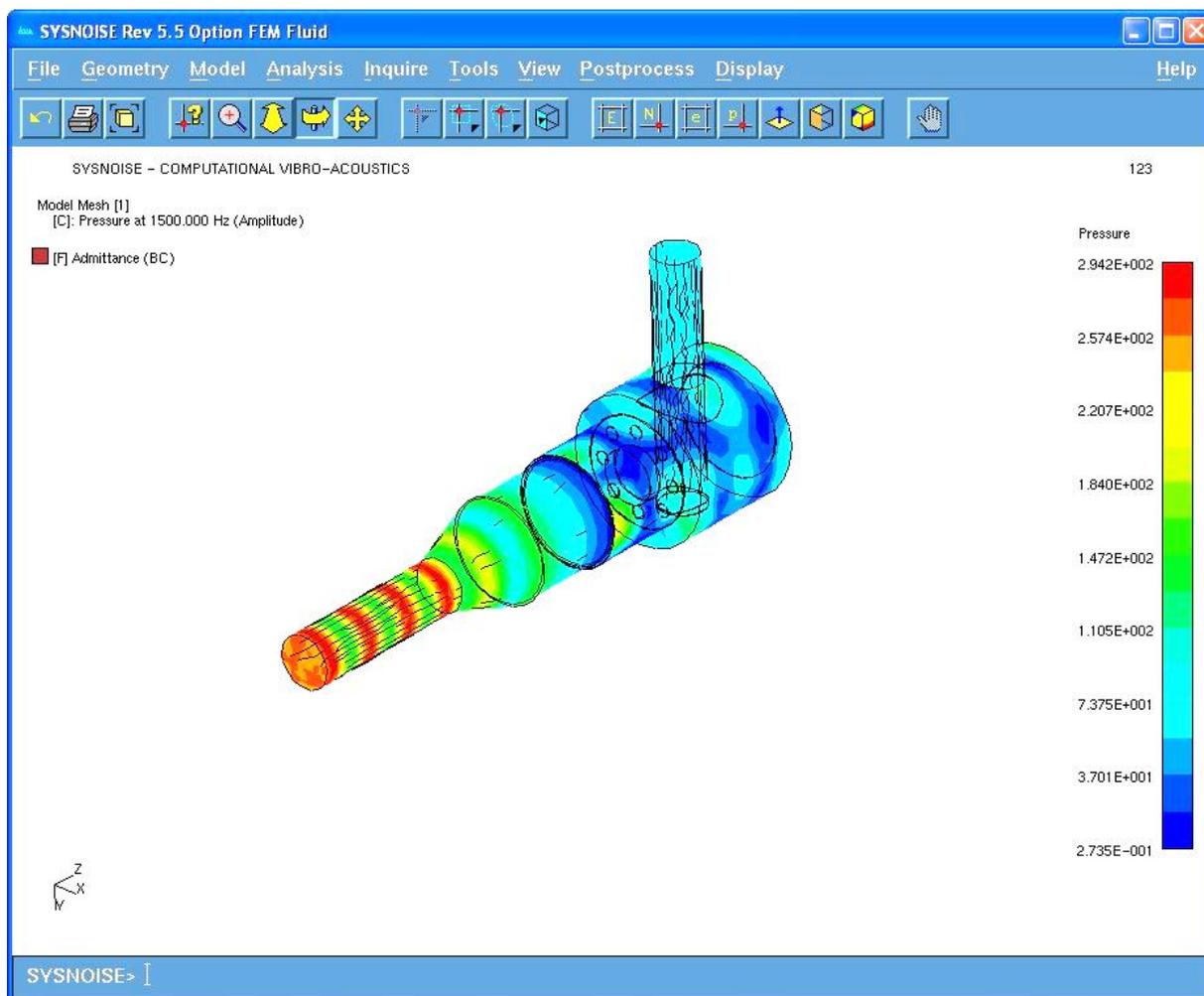


Рис. 6. Распределение звукового давления по объёму глушителя-нейтрализатора второй конструкции на частоте 1500 Гц

Из рис. 6 следует, что стоячие волны образуются по всей длине входного патрубка конструкции СООГ. Длина этих волн равна:

$$\lambda = \frac{g}{f} = \frac{340 \text{ м/с}}{1500 \text{ Гц}} = 0,23 \text{ м}.$$

Переменное избыточное давление, возникающее во входной трубе, продолжается до её соединения с входным конусом. Уменьшение значения звукового давления начинается с начала длины входного конуса до выпускной трубы, что свидетельствует об уменьшении пучностей и увеличении интенсивности распространения волны по длине выпускной трубы. Для выбора наименьшего значения звукового давления на выходе из СООГ необходимо конструировать выпускную трубу в зоне наименьшего значения звукового давления в третьей объёмной камере.

На рис. 7 представлены распределения звукового давления по объёму СООГ третьей конструкции на частоте 2500 Гц.

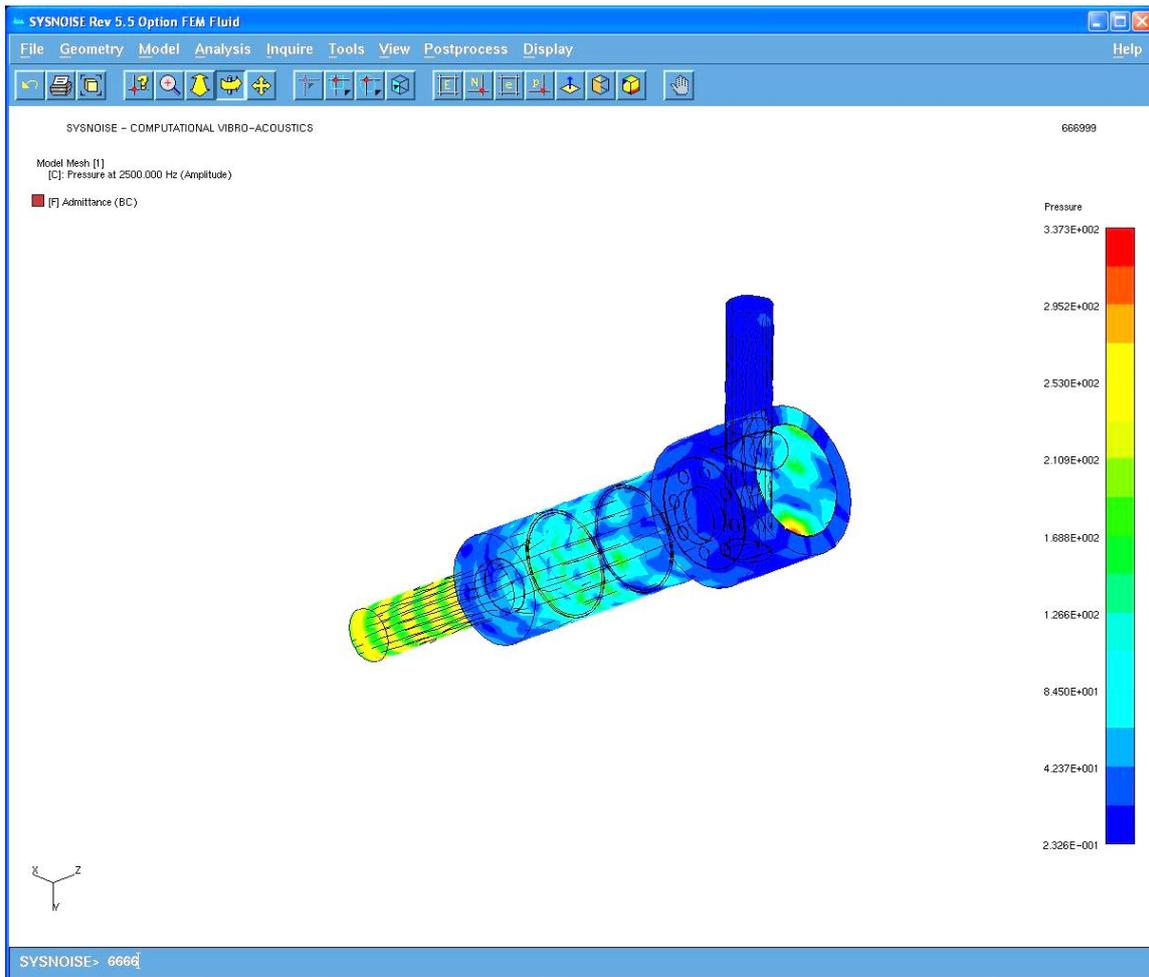


Рис. 7. Распределение звукового давления по объёму глушителя-нейтрализатора третьей конструкции на частоте 2500 Гц

Из рис. 7 следует, что стоячие волны образуются по всей длине входного патрубка конструкции СООГ. Длина этих волн равна

$$\lambda = \frac{g}{f} = \frac{340 \text{ м/с}}{2500 \text{ Гц}} = 0,136 \text{ м.}$$

Изменения значений звукового давления на участке от входного конуса до выходного конуса ощутимы и продолжают уменьшаться, что свидетельствует об уменьшении пучностей и увеличении интенсивности распространения волны. Для выбора наименьшего значения звукового давления на выходе из СООГ необходимо конструировать выпускную трубу в зоне наименьшего значения звукового давления в третьей или четвертой объёмной камере.

Из картин распределения звукового давления в объёмах конструкций СООГ видно, что на каждой частоте образуется характерное распределение максимумов и минимумов, образованное стоячей волной, как во входном трубопроводе, так и в самом объёме каждой конструкции СООГ.

На рис. 8 представлен параметр потери передачи TL (дБ) в зависимости от частоты. Три конструкции СООГ представлены на графике в следующем порядке: Ver_1 – первая конструкция (рис. 1, а); Ver_2 – вторая конструкция (рис. 1, б); Ver_3 – третья конструкция (рис. 1, в).

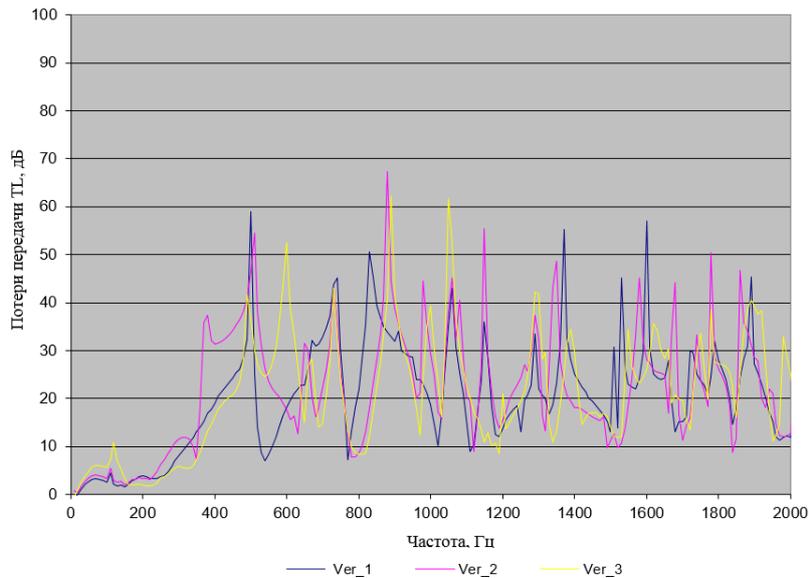


Рис. 8. Результаты расчёта спектров потери передач для трёх конструкций СООГ

Как следует из приведённых результатов, в средне- и высокочастотном диапазоне все конструкции имеют примерно одинаковую среднюю эффективность 20-40 дБ, которая достаточна для эффективной работы СООГ. Можно отметить, что при необходимости эффективность в этих диапазонах можно повысить известным решением – добавлением диссипативных элементов в виде звукопоглощающих материалов из базальтового или стекловолокна. В низкочастотном диапазоне эти материалы работают неэффективно и повысить акустическую эффективность можно за счёт изменения конструкции СООГ.

Эффективность снижения звукового давления на частотах до 150 Гц обеспечивает третья конструкция глушителя-нейтрализатора за счёт работы четвёртой объёмной камеры (рис. 1, в).

Была изготовлена третья конструкция глушителя-нейтрализатора и её эффективность была оценена на грузовом автомобиле.

Испытания глушителя-нейтрализатора в сравнении с серийным глушителем проводились в соответствии с рекомендациями ГОСТ Р 41.51-2004 на полигоне ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ». Результаты измерений приведены на рис. 9, 10.

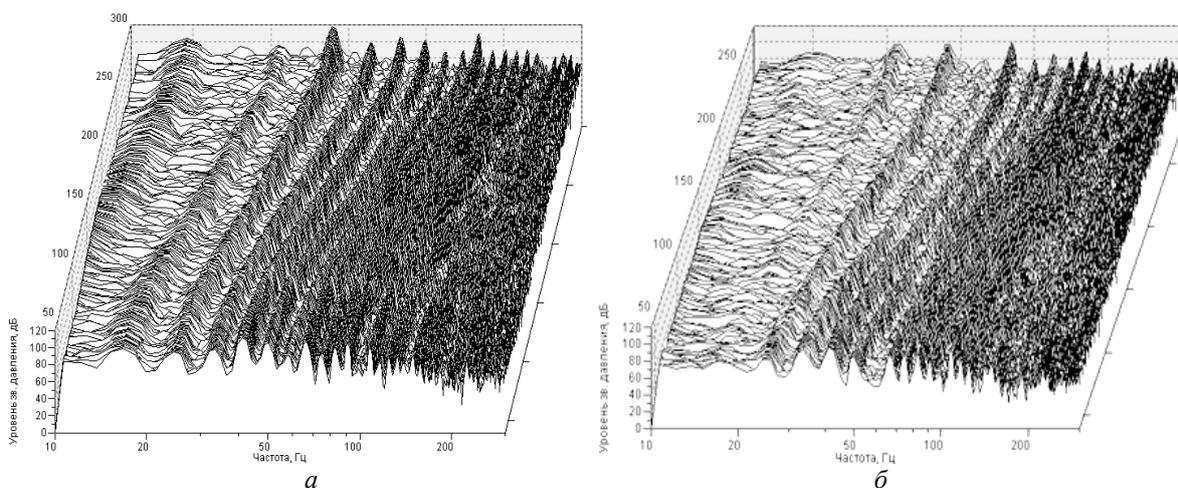


Рис. 9. Уровни звукового давления на срезе выпускной трубы серийного глушителя (а) и глушителя-нейтрализатора (б)

Из рис. 9 следует, что на всех скоростных режимах работы двигателя в низкочастотной области до 150 Гц спектральные составляющие при установке глушителя-нейтрализатора значительно ниже, чем при серийном глушителе.

На рис. 10 показаны спектры шума глушителя-нейтрализатора и серийного глушителя при работе двигателя с полной нагрузкой и частотой вращения коленчатого вала 2000 мин⁻¹.

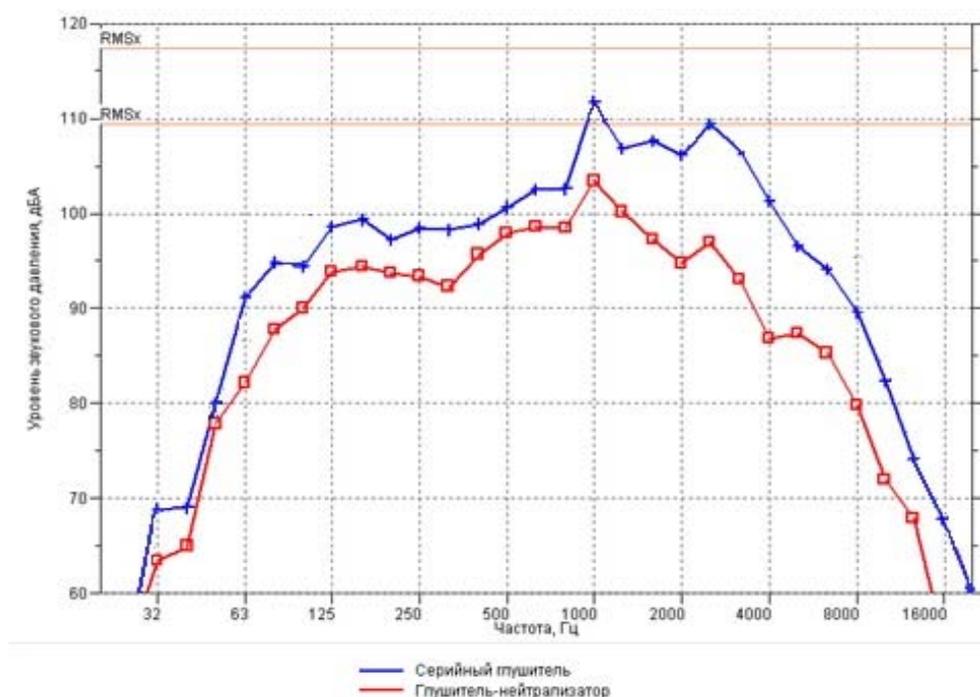


Рис. 10. Уровни звукового давления на срезе выпускной трубы серийного глушителя (а) и глушителя-нейтрализатора (б)

Максимальное значение звукового давления на частоте 1000 Гц составило у серийного глушителя 113 дБ, а у глушителя-нейтрализатора – 104 дБ. В низкочастотной области уровни звукового давления у глушителя-нейтрализатора на 2-11 дБ ниже, чем у серийного глушителя. В средне- и высокочастотном диапазоне снижение звукового давления у глушителя-нейтрализатора составляет 9–20 дБ.

Заключение

Разработанная расчётно-экспериментальная методика проектирования и исследования конструкций СООГ автотранспортных средств на основе конечно-элементного моделирования позволяет спроектировать конструкцию СООГ с необходимыми виброакустическими параметрами.

Библиографический список

1. Басов К.А. ANSYS для конструкторов. М.: ДМК Пресс, 2009. 238 с.
2. Басов К.А. ANSYS в примерах и задачах. М.: КомпьютерПресс, 2002. 224 с.
3. Галевко В.В., Рахматов Р.И. Конструктивные решения по снижению звукового излучения от наружных поверхностей СООГ // Вестник Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ). 2016. № 3 (46). С. 3-10.

4. Галевко В.В., Надарейшвили Г.Г., Юдин С.И. Совершенствование методики расчётно-экспериментального определения акустических характеристик элементов системы выпуска // Вектор науки Тольяттинского государственного университета. 2013. № 3 (25). С. 124-127.

5. Рахматов Р.И., Галевко В.В. Разработка конечно-элементных моделей и расчётно-экспериментальное исследование систем обработки отработавших газов // Научное обозрение. 2015. № 22. С. 129-135.

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF EXHAUST GAS TREATMENT SYSTEMS

© 2017

V. V. Galevko Candidate of Science (Engineering); Associate Professor; Department of Machine Components and Theory of Machines and Mechanisms;
Moscow Automobile and Highway State University, Moscow, Russian Federation;
galewkow@mail.ru

R. I. Rakhmatov postgraduate student; Department of Machine Components and Theory of Machines and Mechanisms;
Moscow Automobile and Highway State University, Moscow, Russian Federation;
rahmatov_ri@mail.ru

The authors describe a calculation-experimental technique for the development and design of truck-based exhaust gas treatment systems on the basis of finite element modeling. The results of calculation and experimental research are presented, including distribution of sound pressure in the internal volume of the developed design of exhaust system. The design of a catalytic silencer with the best vibroacoustic characteristics was selected and tested on a truck.

Exhaust system; catalyst unit; finite element modeling, catalytic silencer.

Citation: Galevko V.V., Rakhmatov R.I. Computational and experimental research of exhaust gas treatment systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 145-154.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-145-154

References

1. Basov K.A. *ANSYS dlya konstruktorov* [ANSYS for designers]. Moscow: DMK Press Publ., 2009. 238 p.
2. Basov K.A. *ANSYS v primerakh I zadachakh* [ANSYS in examples and problems]. Moscow: Komp'yuter Press Publ., 2002. 224 p.
3. Galevko V.V., Rakhmatov R.I. Constructive solutions to reduce sound radiation from surface JBSO. *Vestnik Moskovskogo avtomobilno-dorozhnogo gosudarstvennogo tehnikeskogo universiteta (MADI)*. 2016. No. 3 (46). P. 3-10. (In Russ.)
4. Galevko V.V., Nadarejshvili G.G., Yudin S.I. Improvement of calculation and experimental method of determination of acoustic characteristics of the exhaust system elements. *Vector Nauki of Togliatti State University*. No. 3 (25). P. 124-127. (In Russ.)
5. Galevko V.V., Rakhmatov R.I. Development of finite element models and computational and experimental investigation of exhaust gas processing systems. *Science Review*. No. 22. P. 129-135. (In Russ.)

О НЕКОТОРЫХ ВОПРОСАХ ОЦЕНКИ ГЕРМЕТИЧНОСТИ КЛАПАННЫХ УПЛОТНЕНИЙ

© 2017

Ю. И. Кондрашов кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
kon-urij@yandex.ru

Р. Н. Сергеев инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара;
romansr@yandex.ru

Рассматриваются процессы, возникающие при герметизации уплотнений контактных поверхностей клапана. Предложена математическая модель упругого контакта, позволяющая решить задачу деформирования контактирующих поверхностей с учётом их жёсткости путём решения системы линейных уравнений и метода конечных элементов. Для решения проблем диагностирования и исследования герметичности контактных поверхностей предлагается использовать контрольно-измерительную систему на основе цифровой спекл-интерферометрии с непрерывным лазером.

Клапан; уплотнительные поверхности; напряжённо-деформированное состояние; метод конечных элементов; неразрушающий контроль; цифровой спекл-интерферометр.

Цитирование: Кондрашов Ю.И., Сергеев Р.Н. О некоторых вопросах оценки герметичности клапанных уплотнений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 155-164. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-155-164

Введение

В последние годы всё большее внимание уделяется решению вопросов надёжной эксплуатации различных объектов машиностроения по техническому состоянию. К числу приоритетных задач в авиационной промышленности относят создание комплектующих агрегатов различных систем с ресурсом, обеспечивающим безаварийную эксплуатацию в течение всего срока службы летательного аппарата, причём для некоторых изделий такой срок эксплуатации может составлять 40 – 45 лет. Известно, что к числу элементов пониженной эксплуатационной надёжности относятся, прежде всего, элементы уплотнений, обеспечивающие герметичность при управлении потоками различных рабочих сред [1;2].

Величина утечки среды через уплотнения зависит от качества уплотнительных поверхностей (микрogeометрии, степени отклонений от идеальной поверхности и волнистости), перепада давлений, ширины уплотнительных поверхностей, контактирующих материалов, свойств и состояния рабочей среды, гидрофильности или гидрофобности уплотнительных поверхностей, величины контактных давлений конструкции контактного уплотнения. Определение требуемых усилий для обеспечения герметичности по уплотнённым поверхностям на стадии проектирования, а также качественная оценка различных факторов, влияющих на герметичность в процессе изготовления, являются актуальной задачей [3 – 5].

Область контакта уплотнителя с уплотняемой поверхностью отличается неоднородностью структуры. В ней нет полной сплошности, свойственной материалу основных деталей, и можно выделить пустоты в участках контакта поверхностных плёнок. Уплотняющий эффект достигается заполнением всех микронеровностей и дефектов

контактной поверхности материалом уплотнителя. Для этого, очевидно, уплотнитель должен быть сжат некоторой силой, создающей в поверхностных слоях напряжение, достаточное для деформации уплотнителя и заполнения неровностей. Сближение поверхностей происходит обычно в две стадии. На первой стадии происходит внедрение самых больших выступов и сближение поверхностей до контакта выступов высотой, примерно равной R_z (параметр шероховатости R_z определяемый как высота неровностей профиля по десяти точкам), при этом образуется система впадин и капилляров произвольной формы, близкой к плоским щелям. На второй стадии происходит основная герметизация соединения в результате перекрытия микроканалов.

При эксплуатации агрегатов существенное влияние на показатель герметичности также оказывают остаточные напряжения в уплотняемых поверхностях, уплотнителях, причём величина этих напряжений зависит от способа получения и обработки. Кроме того, в результате процесса срабатывания, влияния вибрационного нагружения, эти напряжения могут значительно возрастать, при этом изменится и сама структура уплотняемых материалов [6].

Методика оценки герметичности

Явления, происходящие при герметизации контактных поверхностей, имеют явную нелинейность и поэтому существующие методики расчета не позволяют оценить влияние многочисленных факторов на герметичность. Расчёты по определению напряжённно-деформированного состояния уплотнения с использованием метода конечных элементов (МКЭ) [2] позволяют выбрать, например, геометрические параметры клапанных уплотнений. Для обеспечения герметичности обычно исходят из следующих условий:

– контактное давление P_k не должно превышать допустимую величину, определяемую исходя из заданного ресурса и прочности с учётом статистических данных по работоспособности контактирующих материалов пары в различных условиях эксплуатации;

– минимального усилия герметизации при минимальности требуемой энергии деформации зоны контактирующих поверхностей с учётом допустимой интенсивности их изнашивания для определения типа привода и его весовых и габаритных размеров.

В этом случае для схемы механизма (рис. 1, *а*) и расчётной схемы (рис. 1, *б*) общее усилие герметизации равно:

$$N = N_q \pm N_p,$$

где N_q – составляющая для деформации сдвига; N_p – составляющая, требуемая для компенсации действия рабочей среды; «+» – при воздействии давления на клапан, «-» – при воздействии среды под клапан.

Наиболее простым в реализации решения задачи контактного взаимодействия с использованием МКЭ является подход, при котором сопряжение контактирующих тел осуществляется непосредственно по узлам.

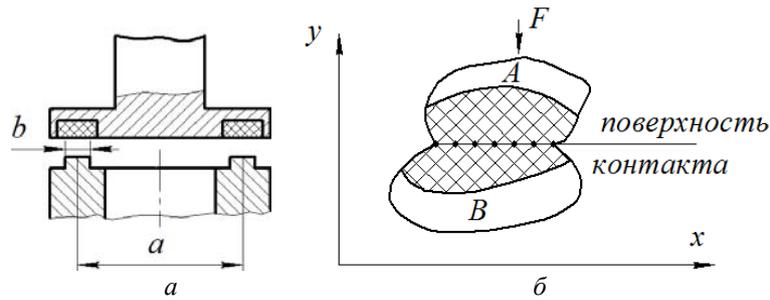


Рис. 1. Схемы: а – клапанного механизма; б – расчёта контакта двух тел; А, В – контактирующие тела

В этом случае возможны два подхода к решению этой задачи. Первый подход – отождествление узлов обоих тел, примыкающих к контактной поверхности, даже при заранее известной площади контактной поверхности не позволяет учитывать проскальзывание между контактирующими телами в тангенциальном направлении. Второй подход предполагает представление из контактирующих тел отдельной конечно-элементной модели и решение полученных уравнений с учётом того, что перемещения контактирующих точек обоих тел в направлении нормальной контактной поверхности должны совпадать. Одновременно на каждом этапе решения проверяется положительность сил нормальной реакции в каждой контактной точке, а в случае отрицательных значений корректируется площадь контакта.

Решение упругой осесимметричной контактной задачи для клапанного уплотнения при указанных подходах не представляет принципиальных затруднений. Однако как и в любых задачах с применением МКЭ, для обеспечения необходимой точности результатов расчёта требуется определённая дискретизация исследуемых тел. Оптимальная схема дискретизации элементов клапанного уплотнения отрабатывается в ходе сравнения результатов расчёта и распределения полей нагруженности, полученных экспериментально, например, с помощью метода фотоупругости. В связи с тем, что метод фотоупругости наиболее удобен для плоских образцов, при обработке схемы дискретизации осесимметричная контактная задача может быть заменена двухмерной [1]. Метод фотоупругости предпочтительней заменить методами когерентной оптики, в частности методом спекл-интерферометрии [7 – 11].

Рассмотрим систему из двух контактирующих тел А и В. Для избежания громоздких выкладок примем контактную поверхность в виде плоскости и выберем систему координат так, чтобы ось O_x была параллельной контактной поверхности (рис. 1, б). Если тело В закреплено, то граничные условия для тела В можно задать в виде перемещений в закреплённой зоне, а граничные условия телу А можно задать только в виде сил. Введём следующие обозначения: K^A, K^B – матрицы жёсткости тел А и В соответственно (без учёта контактных взаимодействий; δ^A, δ^B – векторы узловых перемещений). Выделим в матрицах блоки – подматрицы и подвекторы, соответствующие нормальным перемещениям и силам контактной (индекс «k») и бесконтактной (индекс «c») зон.

Запишем уравнения для тела:

$$\begin{bmatrix} K_{KK}^B & K_{KC}^B \\ (K_{KC}^B)^T & K_{CC}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_k^B \\ \delta_c^B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F^B \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (1)$$

где K_{KC}^B – матрица связи; K_{KK}^B – матрица контактной зоны B ; K_{CC}^B – матрица тела B бесконтактной зоны; F^B – вектор узловых контактных усилий, действующих на тело B .

Выполнив преобразования, получим:

$$\delta_k^B = S^B F^B, \quad (2)$$

$$S^B = \left[K_{KK}^B - K_{KC}^B (K_{KC}^B)^{-1} (K_{CC}^B)^T \right]. \quad (3)$$

Поскольку для тела A матрицы K^A , K_{CC}^B вырождены, то записать для него соотношения вида (2), (3) непосредственно нельзя. Рассмотрим три вектора узловых перемещений, определяющих движение тела A как жёсткого целого. Если обозначить их через δ^x , δ^y , δ^{xy} , то любое перемещение тела A как жёсткого тела можно представить в виде:

$$a\delta^x + b\delta^y + c\delta^{xy},$$

где a, b, c – скаляры.

Таковыми векторами могут служить первые три собственных вектора матрицы K^A , полученные при решении задачи $\det(K^A - \lambda I) = 0$. Они также могут быть определены геометрически. Рассмотрим лишь такие векторы δA узловых перемещений, которые определяют движения, не содержащие составляющей перемещения тела A как жёсткого целого. Такие векторы удовлетворяют следующему равенству:

$$(\delta^x)^T = (\delta^y)^T \delta^A = (\delta^{xy})^T \delta^A = 0. \quad (4)$$

С учётом вышесказанного запишем уравнения равновесия для тела A в виде:

$$\begin{bmatrix} K_{KK}^A & K_{KC}^A \\ (K_{KC}^A)^T & K_{CC}^A \\ \delta_K^x & \delta_C^x \\ \delta_K^y & \delta_C^y \\ \delta_K^{xy} & \delta_K^{xy} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_K^A \\ \delta_C^A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F^B \\ f \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (5)$$

где f – вектор узловых внешних усилий, действующих на тело B .

Введя новые обозначения \overline{K}_{CK}^A , \overline{K}_{CC}^A , запишем выражение (5) в виде:

$$\begin{bmatrix} K_{KK}^A & K_{KC}^A \\ \overline{K}_{CK}^A & \overline{K}_{CC}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_K^A \\ \delta_C^A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F^B \\ \overline{f} \end{Bmatrix}. \quad (6)$$

Выполнив преобразования, получим:

$$\delta_K^A = S^A F^A + S_A^A \overline{f}, \quad (7)$$

где $S_A^A = \left[K_{KK}^A - K_{KC}^A \left(\overline{K}_{CC}^A \right) + \overline{K}_{CK}^A \right]^{-1}$, $S_f^A = S_A K_{CC}^A \left(\overline{K}_{CC}^A \right)^+$; знак (+) означает псевдообратную матрицу.

Для контактных перемещений в направлении O_y должны выполняться соотношения:

$$a\delta_K^x + b\delta_K^y + c\delta_K^{xy} + \delta_K^A = \delta_K^B + \delta_K^0, \quad (8)$$

где δ_K^0 – начальный зазор между телами в узловых контактных точках, а выражение $a\delta_K^x + b\delta_K^y + c\delta_K^{xy}$ означает вклад в суммарное перемещение движения тела A как жёсткого целого в направлении оси O_y . Подставляя выражения (2), (7) в выражение (8), получаем:

$$S^A F^A + S_f^A \overline{f} + a\delta_K^x + b\delta_K^y + c\delta_K^{xy} = S^B F + \delta_K^0. \quad (9)$$

Так как $F^A = F^B = F$, то уравнение (9) принимает вид:

$$-(S^A + S^B)F = S_f^A \overline{f} + a\delta_K^x + b\delta_K^y + c\delta_K^{xy} - \delta_K^0. \quad (10)$$

Число неизвестных в уравнении (10) равно $n+3$ при n уравнениях в выражении, где n равно числу узловых точек на поверхности контактирования каждого тела. Недостающие три уравнения получаются из условий статического равновесия тела A и имеют вид:

$$\begin{aligned} \sum F_x + \sum f_x &= 0, \\ \sum F_y + \sum f_y &= 0, \\ \sum M_{xy} + \sum m_{xy} &= 0, \end{aligned} \quad (11)$$

где $\sum F_x$, $\sum F_y$ – сумма компонентов контактных усилий в направлении осей O_x и O_y соответственно; $\sum f_x$, $\sum f_y$ – сумма соответствующих компонентов внешних сил; $\sum M_{xy}$, $\sum m_{xy}$ – моменты контактных и внешних сил вокруг центра масс тела A .

Очевидно, что для рассматриваемой задачи $\sum F_x = \sum f_x = 0$ и для получения разрешимой системы уравнений необходимо положить $a = 0$.

Система уравнений (10), (11) является линейной, если площадь контакта заранее известна. Если контактирование имеет место не по всей поверхности, то система уравнений становится нелинейной, а процесс решения является итеративным, требующим на каждом шаге проверки значения компонентов вектора F на положительность.

Вышеприведённые соотношения позволяют решать задачу об упругом контакте при том предельном условии, что силы тангенциального взаимодействия между контактирующими поверхностями равны нулю. Другой предельной ситуацией, как отмечалось ранее, является случай, когда проскальзывание между телами в зоне контакта отсутствует, то есть тангенциальные перемещения каждой пары находящихся в контакте точек совпадают. Если поверхность контактирования заранее известна, то строится общая конечно-элементная модель обоих контактирующих тел с учётом того, что узлы

тел по контактной поверхности совпадают. Обозначив полученную таким образом матрицу жёсткости через K , решение задачи можно свести к решению системы линейных уравнений:

$$K\delta = f, \quad (12)$$

где δ – вектор узловых перемещений всей конструкции.

Получив из уравнения (12) значения вектора δ , можно выделить из него часть, соответствующую ранее рассмотренному вектору узловых перемещений тела $B-\delta_K^B$. Вектор контактных усилий получается равным:

$$F = -K^B\delta_K^B. \quad (13)$$

Результаты оценки герметичности уплотнения

Предлагаемая методика позволяет производить оценки напряжённо-деформированного состояния, например, полимерного уплотнения.

Результаты расчётов методом конечных элементов позволяют оценить контактную податливость тарели клапана с уплотнением из полимера и тем самым исследовать напряжённо-деформированное состояние в уплотнителе с оценкой правомерности упругого расчёта в пределах упругости.

Проведены расчёты для оптически прозрачного материала ПК-М-3 для схемы, показанной на рис. 2.

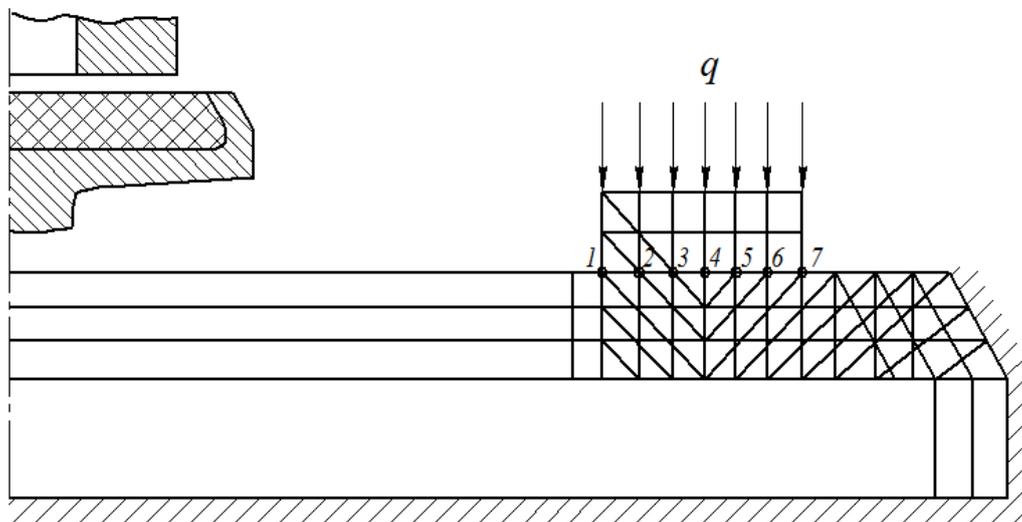


Рис. 2. Расчётная схема клапанного уплотнения с плоским контактом:
1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 – общие точки контакта

На рис. 3 показано распределение осевых нагрузжений σ_z в теле уплотнения вблизи уплотнительной поверхности (напряжения приведены к геометрическому центру конечных элементов).

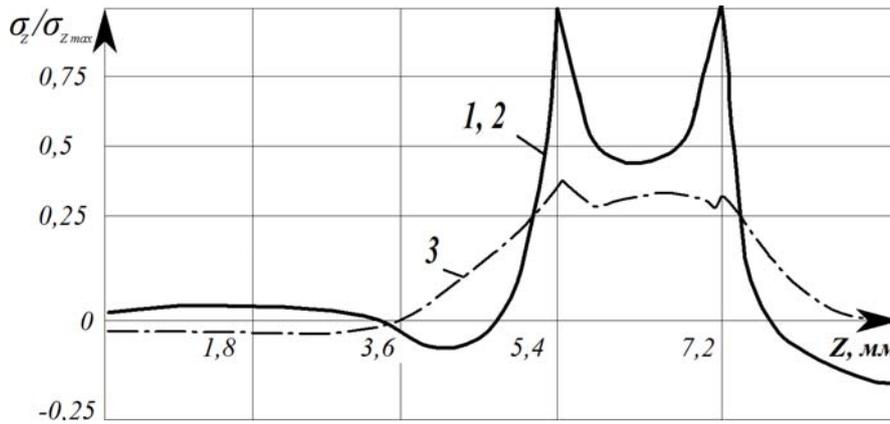


Рис. 3. Распределение нормированных осевых напряжений в теле уплотнителя:

$$\sigma_{z \max}^{(1)} = 1,327q_{кр}; \sigma_{z \max}^{(2)} = 1,377q_{кр}; \sigma_{z \max}^{(3)} = 1,235q_{кр}$$

Влияние шероховатости контактирующих поверхностей, наличие внутренних нагружений, изменение макроскопического состояния уплотнителя контактирующих материалов в результате эксплуатации не рассматриваются.

Экспериментальные методы исследования уплотнения

Решение вышеобозначенных вопросов важно для прогнозирования работы многих агрегатов и повышения их ресурса. До последнего времени экспериментальными методами исследования ввиду оптической непрозрачности практически всех контактирующих элементов уплотнительных пар оставались вибромеханические методы. В Самарском университете разработаны для технической диагностики мобильный и стационарный цифровые спекл-интерферометры (ЦИ) с непрерывным лазером [6;10;11]. Их широкое применение позволяет не только существенно расширить область исследований явления герметизации, но и распространить исследования на различные схемы клапанных устройств (рис. 4).

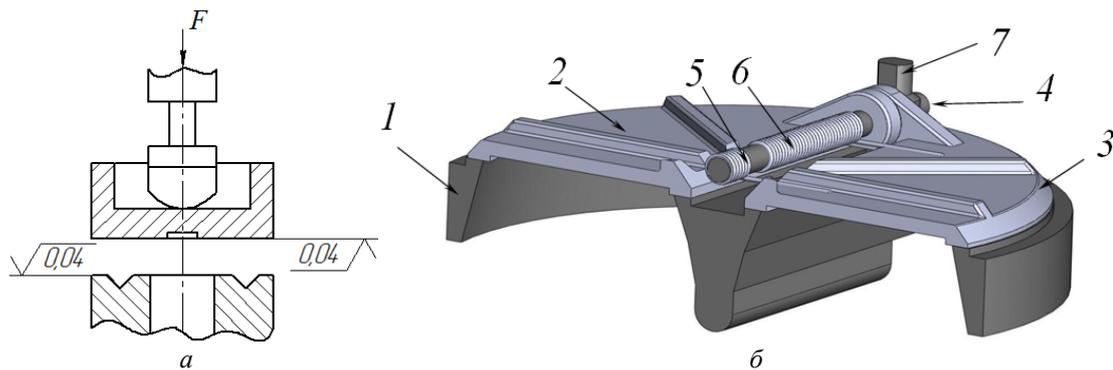


Рис. 4. Клапанные уплотнения типа «металл-металл» с уплотнением «плоскость по плоскости»:

а – схема перекрытого управляемого клапана; б – 3D модели обратного клапана;

1 – силовое кольцо с поперечной балкой; 2,3 – рабочие пластины; 4 – ось крепления пластин; 5,6 – прижимные пружины; 7 – стойка крепёжная

Применяя цифровые спекл-интерферометры, можно на стадии изготовления оценить качество контактирующих поверхностей и выявить фактические зоны появления протечек через уплотнение. Результаты проведённых исследований на эксперимен-

тальной модели (рис. 5, а), имитирующей уплотнение «плоскость по плоскости» на основе «металл-металл», подтверждают возможности цифровых спекл-интерферометров с непрерывным лазером для диагностики уплотняемых поверхностей контактирующих элементов (рис. 5, б), являющихся источником появления утечки рабочей среды [4].

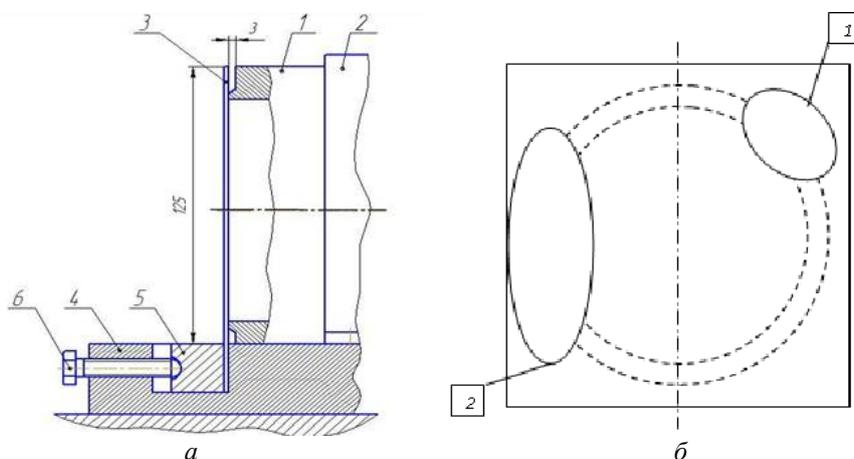


Рис. 5. а – схема конструкции экспериментальной модели уплотнения «плоскость по плоскости» на основе «металл-металл»: 1 – корпус; 2 – хомут крепёжный; 3 – рабочая пластина; 4 – корпус тисков; 5 – пластина опорная; 6 – болт крепёжный; б – выявленные экспериментально щелевые зазоры 1, 2 со стороны наружной поверхности рабочей пластины

Заключение

1. Изменение макроскопического состояния контактирующих элементов уплотнения в сочетании с изменяющимися показаниями по герметичности предоставит хорошую статистику по процессам, протекающим при взаимодействии элементов уплотнений, и возможность прогнозирования эксплуатации агрегатов без разборки изделия и его осмотра, а только по результатам замера герметичности в составе объекта.

2. Проведённые исследования с экспериментальной моделью клапана, а также серийного узла обратного клапана подтверждают возможность применения разработанного контрольно-измерительного комплекса на основе ЦСИ как для вибродиагностики, так и для визуализации микротечей между контактирующими поверхностями.

3. Применение разработанного контрольно-измерительного комплекса совместно с предлагаемой методикой на стадии изготовления клапанных уплотнений позволяет оценить качество контактирующих поверхностей и выявить в них фактические зоны протечек.

Библиографический список

1. Евстигнеев А.Н., Жуковский А.Е., Квасов В.М., Кондрашов Ю.И., Малеев А.Ф., Шахматов Е.В., Шестаков Г.В. Основы создания агрегатов автоматических пневмогидравлических систем летательных аппаратов. Ч. I. Обеспечение конструкторской надёжности и технологичности агрегатов. Самара: Импульс, 1993. 375 с.
2. Макарьянц Г.М., Свербилов В.Я., Макарьянц М.В. Численное моделирование и анализ полей течения газа в тарельчатом клапане // Сборник трудов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. С. 9-10.
3. Окулов В.Л., Наумов И.В., Соренсен Ж.Н. Особенности оптической диагностики пульсирующих течений // Журнал технической физики. 2007. Т. 77, № 5. С. 47-57.

4. Шахматов Е.В., Журавлев О.А., Комаров С.Ю. Исследование акустического возбуждения мембраны в потоке газа // Сборник трудов X международной научно-технической конференции «Оптические методы исследования потоков». М.: Московский энергетический институт, 2009. С. 480-483.
5. Журавлёв О.А., Сергеев Р.Н., Ивченко А.В., Кондрашов Ю.И. Визуализация структуры потока газа при разупрочнении клапана // Сборник трудов XII международной научно-технической конференции «Оптические методы исследования потоков». М.: Московский энергетический институт, 2013.
6. Журавлев О.А., Комаров С.Ю., Макарьянц Г.М., Сергеев Р.Н., Харчикова Ю.В. Исследование резонансных колебаний рабочей пластины в экспериментальной модели пневмоклапана // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3(27), ч. 3. С. 363-369.
7. Джоунс Р., Уайкс К. Голографическая и спекл-интерферометрия. М.: Мир, 1986. 328 с.
8. Вест Ч. Голографическая интерферометрия. М.: Мир, 1982. 504 с.
9. Волков И.В. Внестендовая спекл-голография. Использование голографической и спекл-интерферометрии при измерении деформаций натуральных конструкций // Компьютерная оптика. 2010. Т. 34, № 1. С. 82-89.
10. Zhuravliov O.A., Shaposhnikov Yu.N., Sheglov Yu.D., Komarov S.Yu., Zhuzhukin A.I., Ivchenko A.V., Sergeev R.N. The Noise proof Digital Speckle Pattern Interferometer for Vibration Modes Study to Industrial Demands // International Conference on Applications for Image based Measurements (ICAIM). 2012.
11. Shakhmatov E.V., Zhuravlev O.A., Sergeev R.N., Safin A.I. Development and application of mobile digital speckle interferometer for vibrometer model sample honeycomb // Procedia Engineering. 2015. V. 106. P. 247-252. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.031

ADVANCED METHODS FOR ASSESSING SEALING ABILITY OF VALVE SEALS

© 2017

Yu. I. Kondrashov

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kon-urij@yandex.ru

R. N. Sergeev

Design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
romansr@yandex.ru

The paper deals with the processes that arise when sealing valve contact surfaces. A mathematical model of elastic contact is proposed that allows solving the problem of deformation of contacting surfaces with allowance for their rigidity by solving a system of linear equations and using the finite element method. To solve the problems of diagnosing and investigating the tightness of contact surfaces, a control and measuring system based on digital speckle interferometry with a continuous laser is proposed.

Valve; sealing surfaces; stress-strain state; finite element method; non-destructive testing; digital speckle interferometer.

Citation: Kondrashov Yu.I., Sergeev R.N. Advanced methods for assessing sealing ability of valve seals. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 155-164. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-155-164

References

1. Evstigneev A.N., Zhukovskiy A.E., Kvasov V.M., Kondrashov Yu.I., Maleev A.F., Shakhmatov E.V., Shestakov G.V. *Osnovy sozdaniya agregatov avtomaticheskikh pnevmogidravlicheskih system letatel'nykh apparatov. Ch. I. Obespechenie konstruktorskoj nadezhnosti i tekhnologichnosti agregatov* [Principles of producing aircraft automatic air-hydraulic systems. Part I. Providing design reliability and manufacturability of units]. Samara: Impul's Publ., 1993. 375 p.
2. Makar'yants G.M., Sverbilov V.Ya., Makar'yants M.V. Chislennoe modelirovanie i analiz poley techeniya gaza v tarel'chatom klapanе. *Sbornik trudov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. P. 9-10. (In Russ.)
3. Okulov V.L., Naumov I.V., Sorensen J.N. Optical diagnostics of intermittent flows. *Technical Physics*. 2007. V. 52, Iss. 5. P. 583-592. DOI: 10.1134/S1063784207050088
4. Shakhmatov E.V., Zhuravlev O.A., Komarov S.Yu. Investigation of acoustic excitation of a membrane in a gas flow. *Proc. X International Scientific and Technical Conference «Optical methods of flow investigation»*. Moscow: Moscow Power Engineering Institute Publ., 2009. P. 480-483. (In Russ.)
5. Zhuravlev O.A., Sergeev R.N., Ivchenko A.V., Kondrashov Yu.I. Vizualizatsiya struktury potoka gaza pri razuprochnenii klapanа. *Proc. XII International Scientific and Technical Conference «Optical methods of flow investigation»*. Moscow: Moscow Power Engineering Institute Publ., 2013. (In Russ.)
6. Zhuravliov O.A., Komarov S.Yu., Makaryants G.M., Sergeev R.N., Harchikova Yu.V. Investigation of resonant oscillations working plates in experimental models of pneumatic valve. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 3. P. 363-369. (In Russ.)
7. Jones R., Wykes K. *Holographic and speckle interferometry*. Cambridge: Cambridge University Press, 1982. 353 p.
8. Vest Ch.M. *Holographic interferometr*. New York: John Wiley, 1979. 465 p.
9. Volkov I.V. Using of holography and speckle interferometry for measuring full-scale construction. *Computer Optics*. 2010. V. 34, no. 1. P. 82-89. (In Russ.)
10. Zhuravliov O.A., Shaposhnikov Yu.N., Sheglov Yu.D., Komarov S.Yu., Zhuzhukin A.I., Ivchenko A.V., Sergeev R.N. The Noise Proof Digital Speckle Pattern Interferometer for Vibration Modes. *International Conference on Applications for Image based Measurements (ICAIM)*. 2012.
11. Shakhmatov E.V., Zhuravlev O.A., Sergeev R.N., Safin A.I. Development and application of mobile digital speckle interferometer for vibrometer model sample honeycomb. *Procedia Engineering*. 2015. V. 106. P. 247-252. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.031

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБА СНИЖЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ КРУГЛОГО ЦИЛИНДРА ПОСРЕДСТВОМ УСТАНОВКИ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ

© 2017

В. А. Фролов кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; frolov_va_ssau@mail.ru

А. С. Козлова аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; gaguka@mail.ru

В работе представлено экспериментальное исследование способа снижения лобового сопротивления круглого цилиндра. Для снижения лобового сопротивления рассматривается установка плоской пластины параллельно потоку перед цилиндром. Приведены результаты по коэффициенту лобового сопротивления цилиндра в зависимости от различных расположений плоской пластины относительно цилиндра. Исследуются следующие геометрические характеристики: относительная хорда пластины и угол расположения пластины относительно цилиндра. Приведены экспериментальные результаты, полученные в аэродинамической трубе Самарского университета. Выявлены расположения пластины относительно цилиндра, дающие наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления.

Круговой цилиндр; пластина; обтекание; метод импульсов; коэффициент лобового сопротивления.

Цитирование: Фролов В.А., Козлова А.С. Экспериментальное исследование способа снижения сопротивления круглого цилиндра посредством установки плоской пластины // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 165-172.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-165-172

Одной из задач аэро- и гидродинамики является задача снижения лобового сопротивления плохообтекаемых тел. Уменьшение величины лобового сопротивления обычно сопровождается смещением точки отрыва к задней кромке на поверхности тела. Ещё Л. Прандтль [1] в 1904 г. в своей первой работе о пограничном слое указал, что смещение точки отрыва потока к задней кромке тела приводит к уменьшению лобового сопротивления. Со времён Л. Прандтля прошло больше века, но этот способ до сих пор активно применяется в авиационной технике. К другим способам, позволяющим изменить значение коэффициента лобового сопротивления, можно отнести: вдув газа [2], приведение поверхности тела в движение [3], охлаждение обтекаемой стенки [4] и один из самых распространённых способов – придание стенке или всему телу более удобообтекаемой формы. Однако если тело неудобообтекаемое или по тем или иным причинам невозможно изменить его конфигурацию, то для снижения лобового сопротивления можно использовать другое тело. Данный вариант снижения сопротивления использовал Эйфель, который показал [1], что два связанных между собой диска при прочих равных условиях дают значительное снижение полного лобового сопротивления. Таким образом, можно говорить о комбинации тел (системе тел), которая находится в потоке жидкости или газа, и коэффициент лобового сопротивления этой системы будет ниже, чем у единичного неудобообтекаемого тела.

В данной работе в качестве объекта исследования выбран цилиндр кругового поперечного сечения. Для достижения эффекта снижения лобового сопротивления перед

круговым цилиндром параллельно потоку устанавливалась плоская пластина. Снижение сопротивления достигается благодаря наличию между цилиндром и пластиной конфузурного эффекта, в результате которого нарастает скорость и происходит затягивание срыва потока с поверхности тела.

На рис. 1 представлены геометрические характеристики комбинации цилиндра и пластины, где $r = 31,25$ мм – радиус круглого цилиндра; $c = 2$ мм – толщина пластины; b – хорда пластины, мм; $d = 2r = 62,5$ мм – диаметр цилиндра; $h = 2r / 10 = 62,5 / 10 = 0,625$ мм – ширина щели между пластиной и цилиндром; θ – меридиональный угол расположения пластины, град.

Исследование проводилось при различных значениях относительной хорды пластины $\bar{b} = b / d$ и меридионального угла θ . Относительная хорда пластины принимала значения в 0,25, 0,3 и 0,5, а значения меридионального угла расположения пластины выбирались в 40, 60 и 80 град.

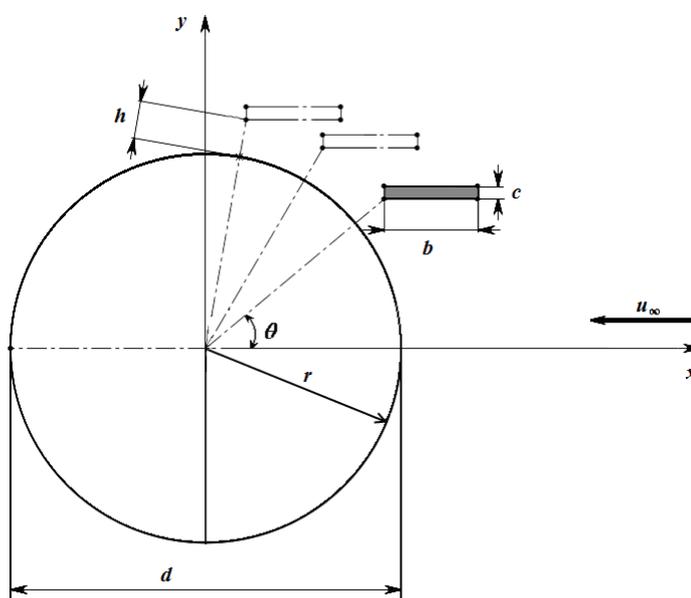


Рис. 1. Геометрические характеристики системы тел

Число Рейнольдса равно $Re = u_{\infty} d / \nu = 10^5$.

Расчёт коэффициента лобового сопротивления проводится на основе метода импульсов, основанного на теореме импульсов, согласно которой изменение количества движения равно импульсу силы, действующему на обтекаемое тело [1]. Коэффициент сопротивления на основании этой теоремы определяется формулой

$$C_{xa} = \frac{2}{d} \int_{a_1}^{b_1} \sqrt{\frac{p_i - p_{st}}{q}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_i - p_{\infty}}{q}} \right) dy, \tag{1}$$

где p_i – полное давление в потоке, воспринимаемое i -трубкой гребёнки, Па; p_{st} – статическое давление, Па; p_{∞} – статическое давление невозмущённого потока, Па; q – скоростной напор, Па; a_1, b_1 – границы следа вдоль оси y , мм.

Метод импульсов широко использовался преимущественно при определении коэффициента сопротивления профилей [1]. Для того чтобы выяснить, будет ли данный метод работать при исследовании неудобообтекаемого тела, были проведены дополни-

тельные исследования в аэродинамической трубе по продувке изолированного цилиндра без пластины. На рис. 2 показан изолированный цилиндр, установленный в рабочей части аэродинамической трубы.

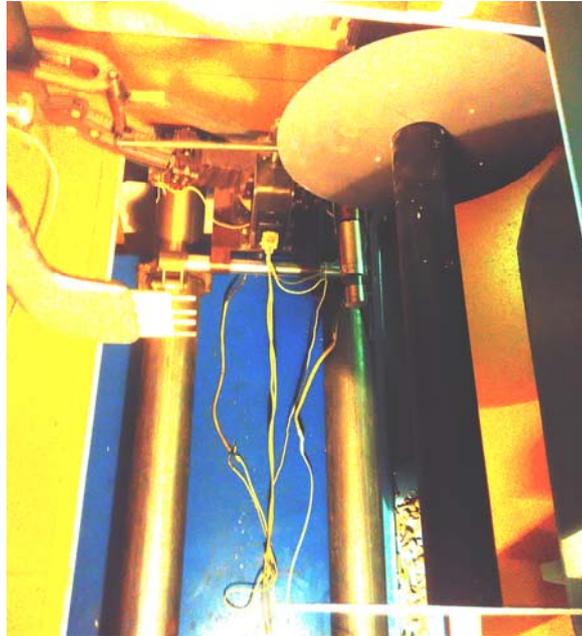


Рис. 2. Экспериментальная модель изолированного цилиндра в рабочей части аэродинамической трубы

Измерение давления в потоке проводилось при помощи гребёнки, расположенной позади цилиндра. Приёмники давления передавали сигнал на цифровой манометр, который выводил на рабочий экран компьютера полученные данные.

Полученные подынтегральные значения функции $\varphi_i, i = \overline{1, n}$ согласно формуле

$$\varphi = \sqrt{\frac{p_i - p_{st}}{q}} \left(1 - \sqrt{\frac{p_i - p_{\infty}}{q}} \right) \quad (2)$$

представлены на рис. 3. Точками показаны экспериментальные данные, а кривая представляет собой аппроксимацию этих данных по методу наименьших квадратов.

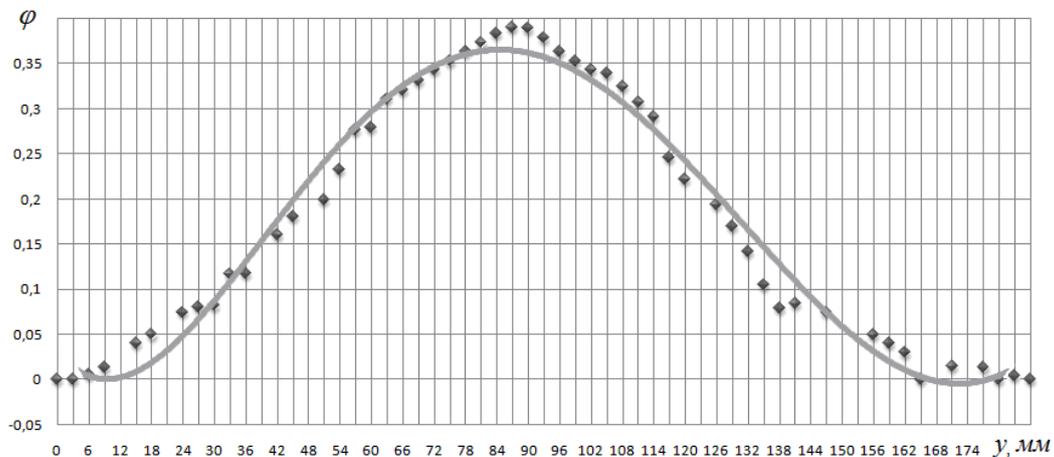


Рис. 3. Зависимость изменения подынтегральной функции от координаты приёмника полного давления

Коэффициент лобового сопротивления C_{xa} вычислялся интегрированием функции φ методом Симпсона. В табл. 1 приведено расчётное значение коэффициента лобового сопротивления C_{xa} для изолированного цилиндра, а также сравнение с известными экспериментальными данными.

Таблица 1. Сравнение коэффициента лобового сопротивления C_{xa}

Представители	Значение коэффициента сопротивления изолированного цилиндра C_{xa} , полученное по результатам эксперимента
Горлин [5]	1,0
Девнин [6]	1,0
Katz [7]	1,097
Авторы	1,089

Можно отметить, что коэффициент сопротивления, полученный по методу импульсов в результате эксперимента, хорошо согласуется с известными экспериментальными данными. Таким образом, применение метода импульсов для определения коэффициента лобового сопротивления при обтекании неудобообтекаемого тела даёт хорошие результаты.

На рис. 4 представлена экспериментальная модель цилиндра в присутствии пластины.

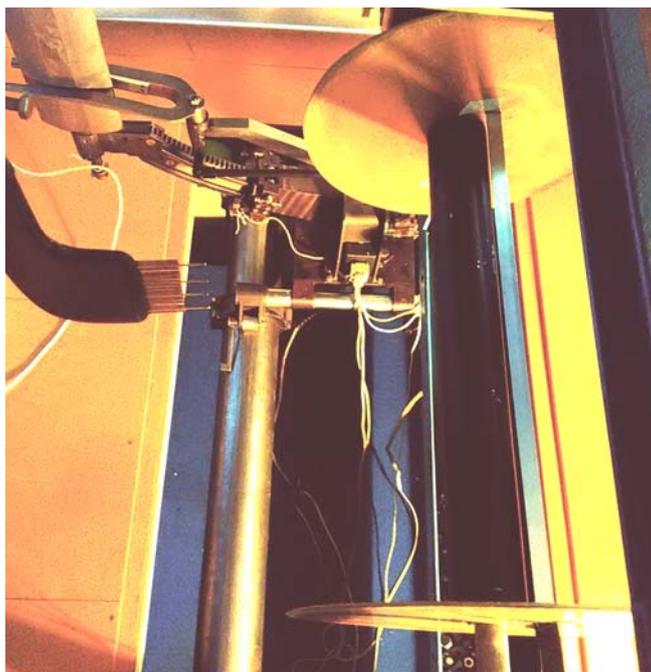


Рис. 4. Экспериментальная модель цилиндра с пластиной в рабочей части аэродинамической трубы

Позади тела на расстоянии пяти диаметров d установлена гребёнка приёмников давления. Гребёнка представляет собой набор из 32 трубок, 4 из которых являются приёмниками статического давления, остальные – приёмниками полного давления в потоке, расстояние между трубками (шаг гребёнки) – 3 мм. Для того чтобы полностью захватить аэродинамический след, после каждой продувки гребёнка смещалась вдоль вертикальной оси и таким образом крайние трубки гребёнки захватывали давление невозмущённого потока. На рис. 5 представлены эпюры полного давления в потоке за цилиндром с пластиной, где относительная хорда пластины $\bar{b} = 0,5$.

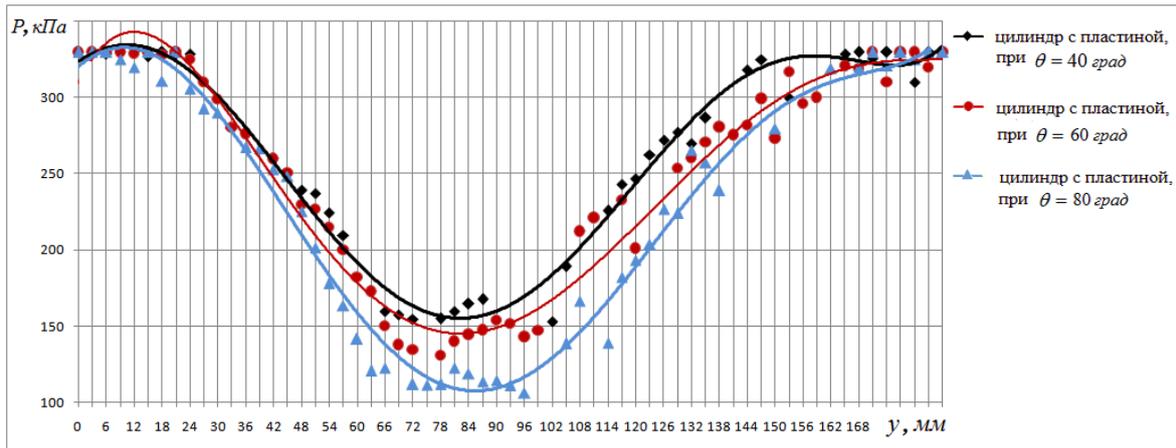


Рис. 5. Эюры давления в следе за обтекаемой системой тел при относительной хорде пластины $\bar{b} = 0,5$

Точками представлены экспериментальные значения, кривыми – аппроксимации по методу наименьших квадратов.

На рис. 6 показаны распределения подынтегральной функции φ по высоте аэродинамического следа при относительной хорде $\bar{b} = 0,5$.

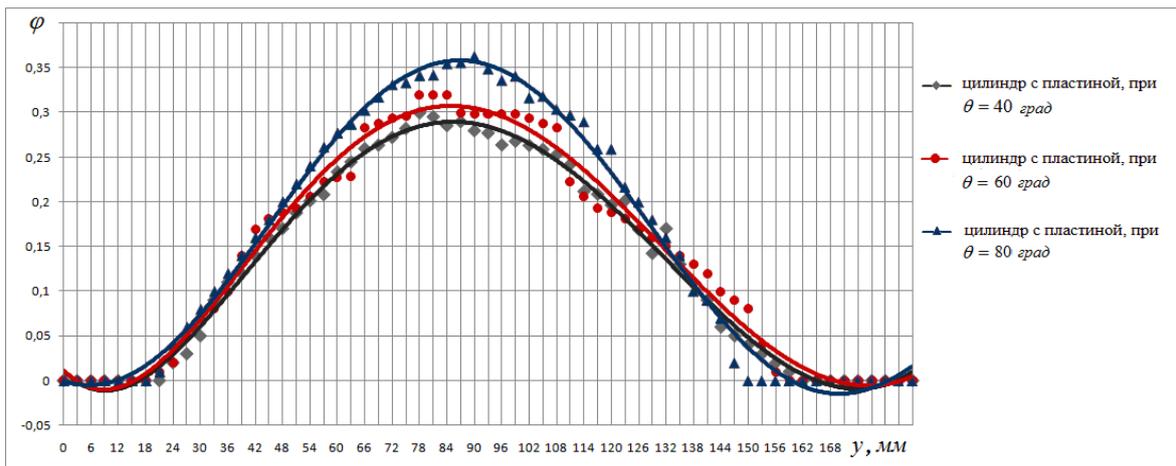


Рис. 6. Зависимость изменения подынтегральной функции от координаты приёмника полного давления для системы тел (цилиндра с пластиной) при относительной хорде пластины $\bar{b} = 0,5$

В табл. 2 приведены значения коэффициентов лобового сопротивления C_{xa} , рассчитанные по методу импульсов в результате эксперимента для системы тел при различной хорде пластин \bar{b} и исследуемых положениях меридионального угла θ .

Таблица 2. Значения коэффициентов лобового сопротивления C_{xa} для различных относительных хорд пластины \bar{b} и меридиональных углов расположения пластины θ

θ , град	\bar{b}		
	0,25	0,3	0,5
40	0,816	0,767	0,725
60	1,007	0,873	0,758
80	1,076	1,068	1,015

Как можно видеть из табл. 2, полученные в результате эксперимента значения коэффициента лобового сопротивления C_{xa} для системы тел ниже, чем значение C_{xa} для изолированного цилиндра.

На рис. 7 представлены значения C_{xa} , найденные в результате эксперимента, а также данные по коэффициенту лобового сопротивления C_{xa} изолированного цилиндра.

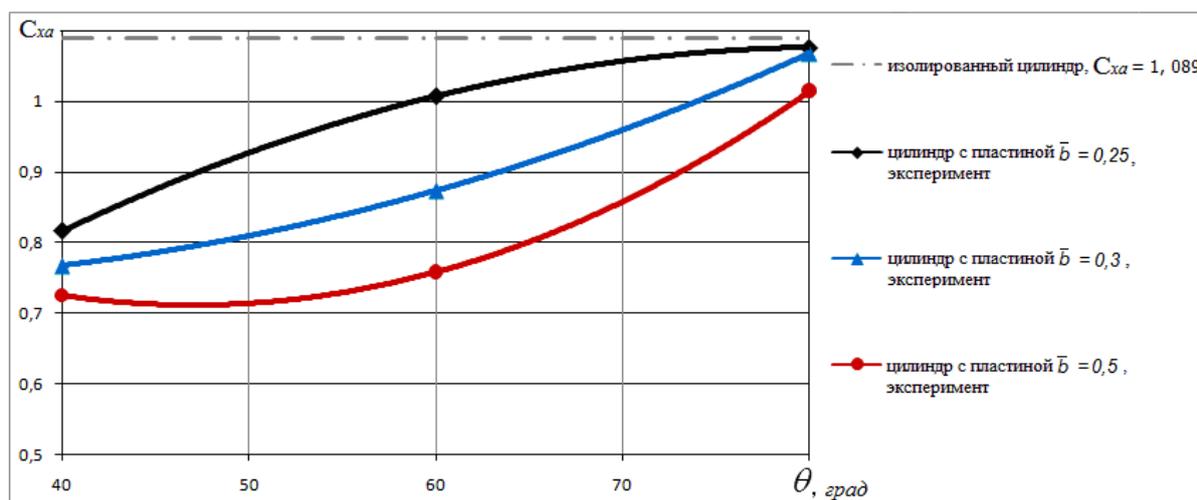


Рис. 7. Зависимость коэффициента лобового сопротивления системы тел от меридионального угла расположения пластины θ

Из рис. 7 следует, что коэффициент сопротивления C_{xa} для системы тел ниже, чем для отдельного изолированного цилиндра. Наилучшей хордой пластины можно считать хорду, равную радиусу цилиндра. При данной хорде наблюдаются наиболее низкие значения коэффициента сопротивления C_{xa} из всех рассмотренных углов положения пластины. Меньшее значение C_{xa} , согласно экспериментальным данным, соответствует меридиональному углу $\theta = 40$ град.

В табл. 3 приведены сравнительные данные по коэффициенту лобового сопротивления C_{xa} для изолированного цилиндра и цилиндра с пластиной.

Таблица 3. Сравнение значений коэффициента лобового сопротивления C_{xa} для изолированного цилиндра и цилиндра с пластиной

Конфигурация	Значение коэффициента лобового сопротивления C_{xa}
Круговой цилиндр	1,089
Круговой цилиндр с пластиной (при $\bar{b} = 0,5$ и $\theta = 40$ град)	0,725

Таким образом, за счёт определённого расположения плоской пластины перед круговым цилиндром можно добиться снижения лобового сопротивления на 30%.

Предложенный способ снижения лобового сопротивления можно рекомендовать при использовании конструкций круговых сечений, таких как: круглые трубы или мачты, наземные, висячие и подводные трубопроводы, наземные круговые сооружения и башни.

Библиографический список

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
2. Корнилов В.И. Турбулентный пограничный слой на теле вращения при периодическом вдуве/отсосе // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 3. С. 368-385.
3. Brungart T.A., Lauchle G.C., Deutsch S., Riggs E.T. Effect a moving wall on fully developed, equilibrium turbulent boundary layer // Experiments in Fluids. 2001. V. 30, Iss. 4. P. 418-425. DOI: 10.1007/s003480000221
4. Захаренков М.Н. Учёт зависимости вязкости от температуры в задачах обтекания цилиндра несжимаемой средой // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 4. С. 563-590.
5. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. М.: Высшая школа, 1970. 423 с.
6. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций. Л.: Судостроение, 1983. 332 с.
7. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics. New York: McGraw-Hill Book Co., 1991. 638 p.

EXPERIMENTAL STUDY OF A METHOD OF REDUCING THE DRAG OF A CIRCULAR CYLINDER BY INSTALLING A FLAT PLATE

© 2017

- V. A. Frolov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, the Department of Aircraft Design and Construction;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
frolov_va_ssau@mail.ru
- A. S. Kozlova** Postgraduate Student, the Department of Aircraft Design and Construction;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gaguka@mail.ru

The article describes experimental investigation of a method of reducing the drag of a circular cylinder. We consider installation of a flat plate parallel to the flow before the cylinder. The results for the cylinder drag coefficient depending on various locations of the flat plate relative to the cylinder are presented. The following geometric characteristics are studied: the reference chord of the plate and the angle of the plate's position with respect to the cylinder. It was found that the drag coefficient depends on the location of the plate relative to the cylinder. The article presents experimental results that were obtained in the wind tunnel of Samara University. The locations of the plate relative to the cylinder that provide the lowest value of the drag coefficient are identified.

Circular cylinder; plate; pulse method; drag coefficient; decrease of the drag force.

Citation: Frolov V.A., Kozlova A.S. Experimental study of a method of reducing the drag of a circular cylinder by installing a flat plate. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 165-172. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-165-172

References

1. Schlichting H. Grenzschicht-Theorie. Karlsruhe: Verlag G. Braun, 1969.
2. Kornilov V.I. Turbulent boundary layer on a body of revolution with periodic blowing/suction. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2006. V. 13, Iss. 3. P. 343-357. DOI: 10.1134/s0869864306030048
3. Brungart T.A., Lauchle G.C., Deutsch S., Riggs E.T. Effect a moving wall on fully developed, equilibrium turbulent boundary layer. *Experiments in Fluids*. 2001. V. 30, Iss. 4. P. 418-425. DOI: 10.1007/s003480000221

4. Zakharenkov M.N. Handling of temperature dependence of viscosity in problems of incompressible medium flow around a cylinder. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2007. V. 14, Iss. 4. P. 533-559. DOI: 10.1134/s0869864307040063

5. Gorlin S.M. *Experimentalnaya aeromekhanika* [Experimental aeromechanics]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1970. 423 p.

6. Devnin S.I. *Aerogidromekhanika plokhoobtekaemykh konstruktsiy* [Aerohydrodynamics of bluff bodies]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1983. 332 p.

7. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics. New York: McGraw-Hill Book Co., 1991. 638 p.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИИ О ТЕХНИЧЕСКОМ СОСТОЯНИИ И НАДЁЖНОСТИ

© 2017

- П. Н. Автамонов** начальник департамента прикладной аналитики;
Научно-исследовательский и опытно-экспериментальный центр
интеллектуальных технологий «Петрокомета», г. Санкт-Петербург;
expert-orion@mail.ru
- А. Д. Бахмут** инженер-программист;
Научно-исследовательский и опытно-экспериментальный центр
интеллектуальных технологий «Петрокомета», г. Санкт-Петербург;
st.p.inomiric@gmail.com
- А. В. Крылов** начальник отдела оборонно-промышленных комплексов;
Научно-исследовательский и опытно-экспериментальный центр
интеллектуальных технологий «Петрокомета», г. Санкт-Петербург;
KrAlex@yandex.ru
- М. Ю. Охтилев** доктор технических наук, профессор; временный генеральный директор;
Научно-исследовательский и опытно-экспериментальный центр
интеллектуальных технологий «Петрокомета», г. Санкт-Петербург;
oxt@mail.ru
- П. А. Охтилев** инженер-программист;
Научно-исследовательский и опытно-экспериментальный центр
интеллектуальных технологий «Петрокомета», г. Санкт-Петербург;
pavel.oxt@mail.ru
- Б. В. Соколов** доктор технических наук, профессор, заместитель директора;
Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации Российской
академии наук;
sokol@iias.spb.su

Рассмотрен подход к оцениванию структурных состояний космических средств (сложных организационно-технических объектов) при поддержке принятия решений по управлению их жизненным циклом. Анализ предметной области показал необходимость применения новой интеллектуальной информационной технологии, представленной в статье, как при проектировании информационной системы сложного организационно-технического объекта, так и соответствующих систем мониторинга структурных состояний и поддержки принятия решения в составе такой информационной системы. При этом в качестве теоретической основы такой технологии рассмотрена модификация обобщённой вычислительной модели, представляющая собой унифицированную модель представления знаний, интегрирующую в себе ряд методов и подходов теории искусственного интеллекта и позволяющую строить имитационно-аналитические полимодельные комплексы мониторинга состояний и управления сложными организационно-техническими объектами. Показано, что в результате применения указанной технологии достигается комплексное оценивание технического состояния и надёжности объекта мониторинга. Проведён краткий обзор программного комплекса, решающего задачи оценивания структурных состояний космических средств. Программный комплекс реализован на основе рассмотренной интеллектуальной информационной технологии.

Система поддержки принятия решений; сложный организационно-технический объект; система искусственного интеллекта; информационная система; структурная динамика; обобщённые вычислительные модели.

Цитирование: Автамонов П.Н., Бахмут А.Д., Крылов А.В., Охтилев М.Ю., Охтилев П.А., Соколов Б.В. Применение технологии поддержки принятия решений на различных этапах жизненного цикла космических средств в составе системы информации о техническом состоянии и надёжности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 173-184. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-173-184

Введение

На сегодняшний день на практике в различных сферах встречаются сложные объекты (СЛО), сочетающие как технические, так и организационные аспекты [1 – 4]. Это означает, что в составе системы элементы могут быть представлены как аппаратно-программными и информационными комплексами, так и людьми, и система может иметь некоторую сложную структуру отношений между элементами. Такие объекты называют сложными организационно-техническими объектами (СОТО). Под СОТО понимают искусственную, самоорганизующуюся, динамическую организационно-техническую полиструктуру, состоящую из взаимосвязанных элементов и предназначенную для некоторой целенаправленной деятельности, осуществляемой человеком [4]. Функционирование СОТО характеризуется сверхбольшими объёмами информационных ресурсов различной природы, неполнотой и недоопределённостью информации о состоянии, высокой стоимостью ошибок, наличием директивного времени на принятие решения при управлении, наличием различного рода структур, изменяющихся во времени (структурная динамика): организационных структур предприятий, структур изделий, функциональных структур и пр.

В качестве примера СОТО можно привести космический комплекс (КК) в ракетно-космической отрасли (РКО). Современный этап развития РКО характеризуется возрастанием сложности КК и процессов управления ими, что приводит к ужесточению требований к оперативности получения, качеству и достоверности результатов обработки и анализа информации различной природы, используемой при оценке технического состояния и надёжности КК. Далее под СОТО будем понимать КК [1].

Решение специальных задач СОТО на всех этапах его жизненного цикла (ЖЦ) невозможно без обладания эффективными инструментами автоматизации процессов мониторинга и управления этапами ЖЦ СОТО и их изделий в составе единого информационного пространства [2; 5].

Такое положение вещей требует разработки принципиально новых по идеологии построения и функциональным возможностям комплексов автоматизированной интеллектуальной обработки данных и поддержки принятия решения (ППР) при управлении ЖЦ СОТО. При этом становятся особо актуальными вопросы эффективного совместного использования накопленных различными подсистемами СОТО информационных ресурсов, учёта структурной динамики состояния СОТО в реальном режиме времени.

Система информации о техническом состоянии и надёжности космических комплексов и входящих в их состав изделий

В соответствии с ГОСТ РО 1410-002-2010 система информации предназначена для своевременного обеспечения соответствующих лиц достоверными сведениями, необходимыми для выполнения работ по обеспечению и повышению уровня технического состояния, качества и надёжности комплексов и входящих в их состав изделий. Работы по системе информации проводят на всех этапах ЖЦ изделий.

Информационная система (ИС) должна быть модульной, поддерживать работу с данными и знаниями напрямую с конечным пользователем (КП); должна осуществлять в автоматическом режиме: сбор, обработку и анализ (мониторинг) данных, фактов и сведений в режиме реального времени, контроль организационной и технической составляющих, поддержку лиц, принимающих решения (ЛПР), по реализации целей СОТО, долгосрочное и краткосрочное планирование, качественное оценивание функционирования СОТО в условиях неполной и нечёткой информации и пр. [6].

Существующие системы информации о техническом состоянии и надёжности КК обладают рядом недостатков:

- большие объёмы разнородной, зачастую неполной и недоопределённой информации о техническом состоянии и надёжности КК не интегрированы и не систематизированы;
- наличие многочисленных, несовместимых между собой, выполненных на различных платформах информационных систем;
- слабый уровень автоматизации аналитической обработки информации о техническом состоянии и надёжности КК;
- ограничение оперативного доступа к информации о техническом состоянии и надёжности КК в режиме реального времени.

В результате возникает проблема отсутствия возможности комплексного оценивания технического состояния и надёжности СОТО, которую можно проиллюстрировать следующим образом (рис. 1).



Рис. 1. Иллюстрация проблемы отсутствия возможности комплексного оценивания технического состояния и надёжности изделия «Союз 2»

В настоящее время в космической отрасли предпринимаются попытки внедрить технологии электронного сопровождения наукоёмкой продукции на всех этапах ЖЦ; ИПИ – информационная поддержка изделия или CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support)-технологии. В качестве отечественного решения ИПИ в настоящее время предлагается технология построения системы информации о техническом состоянии СОТО на основе единых баз данных и знаний в составе распределённой вычислительной сети предприятий и организаций, участвующих в системе информации о техническом состоянии и надёжности СОТО с использованием аппаратно-программных комплексов контроля/мониторинга технического состояния и надёжности систем и элементов СОТО в реальном масштабе времени, разрабатываемых на основе интеллектуальных информационных технологий (ИИТ).

Интеллектуальная информационная технология мониторинга и управления структурной динамикой сложных организационно-технических объектов

Задачами, решаемыми при оценивании состояния СОТО, являются: получение достоверной информации о состоянии и уровне качества и надёжности изделия на всех этапах ЖЦ; поддержка принятия на её основе обоснованных управленческих решений,

в том числе, при необходимости, и по проведению корректирующих мероприятий по устранению имеющихся несоответствий. Для решения поставленных задач необходимо создание автоматизированной системы мониторинга структурных состояний и ППР при управлении ЖЦ СОТО, разрабатываемой в рамках унифицированной программной платформы (УПП). УПП представляет собой программный комплекс, используемый в качестве инструментального средства для создания ИС на базе информационных моделей заданной предметной области при помощи соответствующей технологии. Таким образом, модели и алгоритмы в составе УПП должны быть направлены на помощь лицу, принимающему решения, за счёт повышения достоверности информации о состоянии СОТО.

Проектирование ИС на всех стадиях ЖЦ СОТО в рамках технологии УПП осуществляют программисты и эксперты предметной области. При этом только эксперты с использованием специализированных средств (интеллектуального интерфейса и операционной среды проектирования) формируют (синтезируют) модели предметной области, алгоритмы анализа, оценки информации и принятия решений. Используемые ключевые подходы при проектировании ИС представлены на рис. 2.



Рис. 2. Ключевые подходы при синтезе системы мониторинга структурных состояний и поддержки принятия решений по управлению ЖЦ СОТО

Уникальность и сложность СОТО не позволяет использовать какие-либо готовые алгоритмы или методы, позволяющие имитировать или вычислять процессы, происходящие в составе СОТО. В подобной ситуации остаётся полагаться на знания экспертов предметной области за счёт разработки соответствующего комплекса моделей предметной области, созданного с помощью некоторой интеллектуальной системы. Основным средством для автоматизированного интеллектуального анализа и имитации объектов и систем становится модель, в то время как алгоритм становится лишь инвариантной составной частью модели [7;8].

Информационный облик СОТО представлен множеством информационных единиц и отношений между ними. Можно говорить о наличии структурных состояний (СтрС), характеризующих те или иные стороны функционирования СОТО, где каждая структура представлена определённым типом отношений: функциональных, каузальных, релевантности, структуризации и пр. С течением времени изменяются как состояния информационных единиц, так и состояния отношений между ними. В таком случае говорят о структурной динамике состояния СОТО [2]. Одним из возможных подходов

оценивания СтрС при ППР по управлению ЖЦ СОТО является применение новой ИИТ, представленной комплексом моделей и алгоритмов [2;7;9-13]:

- G-модель как разновидность обобщённых вычислительных моделей (ОВМ), используемая в качестве модели представления знаний (МПЗ) о предметной области;
- модель «сущность-связь» в качестве модели представления данных (МПД);
- метаязык взаимодействия МПЗ и МПД, а также модели и алгоритмы формирования высказываний на этом языке на основе спецификации SQL;
- модель СтрС;
- прецедентная методика как средство формирования выводов при ППР по управлению ЖЦ СОТО;
- методы проактивного управления как прогностическое средство с позиции управления ЖЦ СОТО в составе ИИТ.

Информационная модель

Совокупность моделей представления данных и знаний представляет собой информационную модель (ИМ) предметной области [14], позволяющую единым образом описать множества объектов, их свойства и связи между ними. ИМ должна представлять собой открытый, расширяемый стандарт, определяющий представление объектов ИС в виде сущностей и их отношений, опирающийся на объектно-ориентированную технологию и единую систему понятий. Методология разработки ИМ предполагает проведение ряда исследований, включающих элементы сравнения, типизации, классификации, обобщения, абстрагирования, повторения. Для реализации перечисленных требований, как правило, строится система моделей, которая описывает архитектурный (структурный) и оценочный аспекты предметной области.

Архитектурный аспект (архитектурное описание) предполагает построение моделей:

- объектной структуры, отражающей состав взаимодействующих в процессах материальных и информационных объектов предметной области;
- функциональной структуры, отражающей взаимосвязь функций (действий) по преобразованию объектов в процессах;
- структуры управления, отражающей события и правила, которые воздействуют на выполнение процессов;
- организационной структуры, отражающей взаимодействие организационных единиц (структурных подразделений, персонала) в процессах;
- технической структуры, описывающей топологию расположения и способы коммуникации комплекса технических средств.

Для моделирования таких структур необходимо совместное функционирование МПД и МПЗ. Для описания модели данных может быть использована модель «сущность-связь» (или ER-модель) в качестве концептуального семантического представления схемы предметной области [12;13]. В качестве МПЗ выбрана G-модель.

Обобщённые вычислительные модели

Одним из средств концептуального моделирования и программирования предметной области являются ОВМ [15]. С точки зрения теории искусственного интеллекта (ИИ) ОВМ объединяют в себе две МПЗ: семантические сети и фреймы [14;16]. Одной из разновидностей ОВМ является G-модель [7]. G-модель является основой для создания имитационно-аналитического полимодельного комплекса и возникла как результат обобщения существующих подходов в рамках систем ИИ: концептуальное программирование, программирование в ограничениях, мультиагентное моделирование и др. Син-

тезируемый на основе G-модели программный комплекс (ПрК) позволяет осуществлять оценивание состояния СОТО с применением методов теории распознавания образов. Целью ПрК является получение обобщённых оценок совокупности параметров состояния системы, значение которых в явном виде указывает на степень работоспособности СОТО, вид и место возникшей проблемы, прогнозируемые процессы и явления с заданной точностью и интервалом прогноза и пр.

G-модель описывается следующим кортежем:

$$M_G = \langle X_M, R_M, P_M, \Delta_M \rangle,$$

где X_M – параметры объекта анализа; R_M – множество отношений между параметрами; P_M – множество предикатов, предметными переменными в которых являются элементы из X_M ; Δ_M – отображение из R_M в P_M .

G-сеть (формируемую автоматически схему программы на основе G-модели) можно представить в виде операторной схемы и просто схемы (рис. 3).

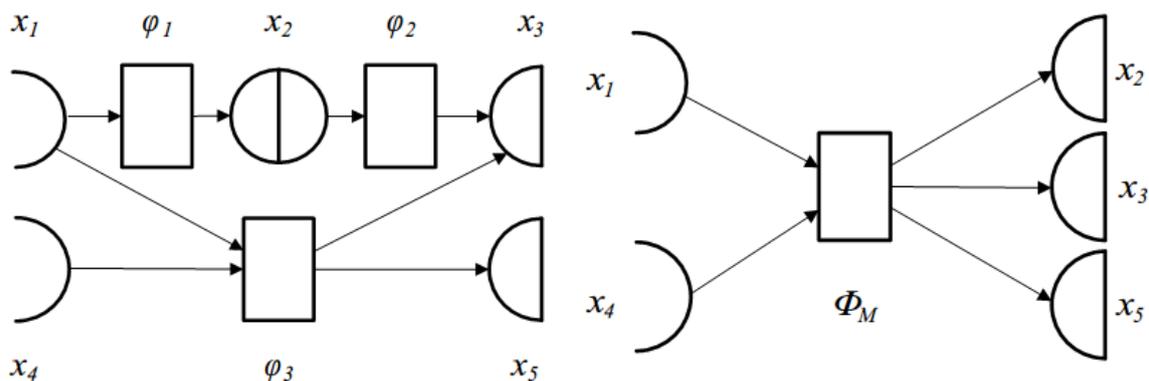


Рис. 3. Операторная схема (слева) и схема (справа) G-модели

Выразительные способности G-моделей позволяют представить любую стадию ЖЦ ИО в виде модели первичных и вторичных параметров, групп параметров, текстовых таблиц, 3D-мнемосхем статических и динамических, изменяющихся при изменении параметров, различных форм отображения; в виде различных логических, логико-лингвистических моделей, нечётких моделей, различных моделей обработки данных измерений.

Использование G-модели связано с формированием продукционной базы знаний (БЗ), наполняемой специалистом предметной области. Всеобъемлющая и детальная формализация заданной предметной области с помощью концептуальной схемы БЗ, иерархический способ представления знаний, набора объектов, понятий и их отношений формирует онтологию – точную спецификацию заданной предметной области. Она обеспечивает словарь для представления и обмена знаниями об этой предметной области и множество связей, установленных между терминами в этом словаре. В простейшем случае построение онтологии сводится:

- к выделению концептов – базовых понятий данной предметной области;
- построению связей между концептами – определению соотношений и взаимодействий базовых понятий.

Основные элементы системы поддержки принятия решений по управлению и контролю жизненного цикла космических средств

В результате применения ИИТ и соответствующего набора моделей и алгоритмов был реализован ПрК ППР по управлению и контролю ЖЦ ракеты-носителя «Союз 2». Входными данными для ПрК являются документы и сведения, циркулирующие в составе ИС на различных этапах ЖЦ СОТО. Среди основных элементов ПрК можно выделить представленные на рис. 4.

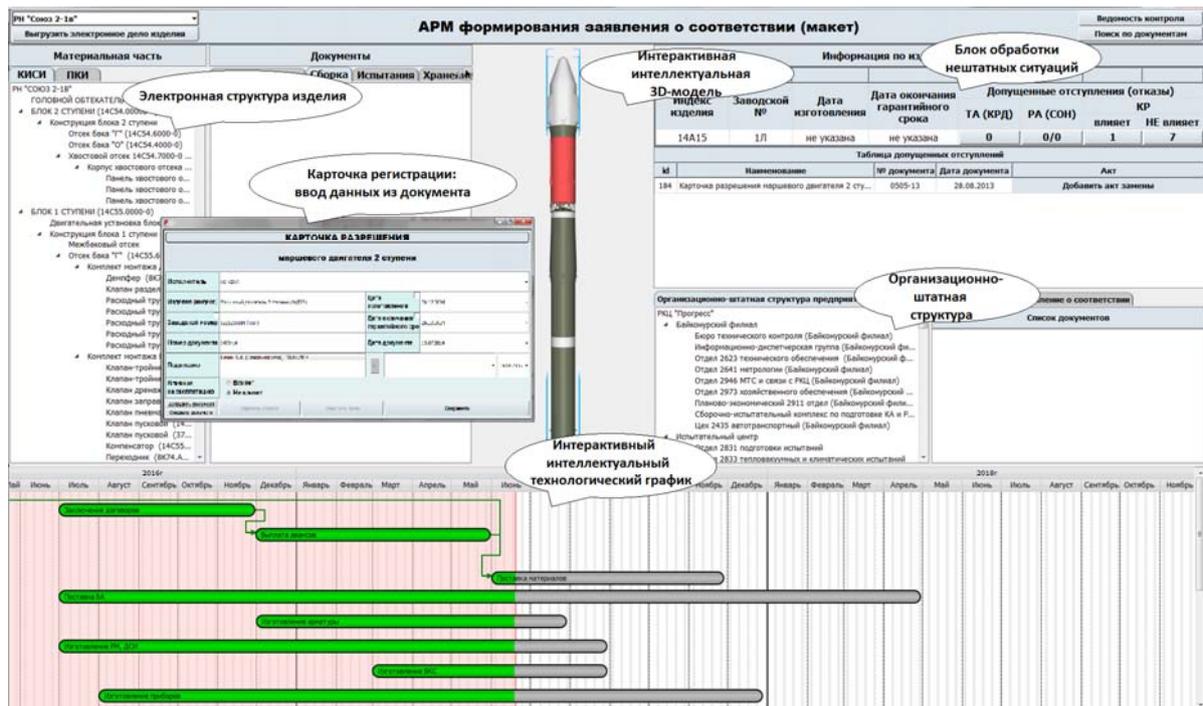


Рис. 4. Интерфейс программного комплекса поддержки принятия решений по управлению и контролю жизненного цикла космических средств

Основным объектом, предоставляющим интерфейс доступа к консолидированным данным о СОТО на всех стадиях ЖЦ, является его электронная структура – ЭСИ. ЭСИ представляет собой «древовидную» структуру, содержащую детали, сборочные единицы, комплекты и комплексы, образующие состав изделия, а также ассоциированные с каждой такой составной частью информационные ресурсы СОТО – электронные данные, соответствующие стадиям ЖЦ СОТО. Таким образом, ЭСИ является методической основой представления инженерных данных об изделии.

Другим элементом ПрК ППР является электронное дело изделия (ЭДИ), формируемое в результате наполнения ИС. Ведение электронного дела изделия на всех этапах ЖЦ позволяет организовать сбор, хранение, обмен, доступ ко всей необходимой информации об изделии на основе использования ЭСИ. Процесс оценивания СтрС и надёжности СОТО предполагает включение в ЭДИ следующих данных: общие сведения о СОТО, описание состава экземпляра СОТО, сведения об основных характеристиках составных элементов СОТО, сведения о выявленных и устранённых отказах и пр.

Для распределения потоков информации о СтрС СОТО используется организационно-штатная структура (ОШС) СОТО. ОШС представляет собой иерархическую структуру предприятия, реализованную на основе МПД. С каждым элементом ОШС связаны как элементы ЭСИ, так и соответствующие им атрибуты и состояния.

В составе ПрК реализована интерактивная интеллектуальная 3D-модель СОТО. Модель функционирует на основе потоковых вычислений, соответствующих принципам ОВМ. 3D-модель является визуализацией СтрС СОТО, полученного в результате семантического анализа данных в составе системы мониторинга. Изменение состояний элементов СОТО отражается на 3D-модели с помощью цветовой индикации.

Ещё одним элементом ПрК является интерактивный интеллектуальный технологический график (ТГ) [17]. ТГ позволяет в режиме реального времени оценивать состояния происходящих процессов на основе потоковой модели вычислений. Визуальные средства ТГ позволяют ЛПР наглядно оценивать текущий этап ЖЦ СОТО, степень готовности изделия, наличие/отсутствие отказов и неисправностей в составе СОТО, соответствие текущего этапа запланированному директивному времени.

Конечной целью ПрК ставится автоматическое формирование заявления о соответствии СОТО на основе полученных в результате мониторинга СтрС СОТО данных. Заявление о соответствии является формальным доказательством того, что СтрС СОТО соответствует заданным ограничениям, а изделие – заданному уровню качества.

Заключение

Рассмотренный подход оценивания структурных состояний при ППР на различных этапах ЖЦ СОТО в составе системы информации о техническом состоянии и надежности позволяет говорить о том, что применение в составе указанной системы новой ИИТ обеспечивает возможности комплексного оценивания технического состояния и надёжности СОТО, что отвечает целям и задачам ЛПР.

G-модель, как разновидность обобщённых вычислительных моделей, обладает рядом преимуществ для моделирования, оценивания и прогнозирования структурной динамики СОТО за счёт своей возможности создания имитационно-аналитических полимодельных комплексов. Однако G-модель не учитывает полноценно отношения структуризации, необходимые для разделения потоков информации по соответствующим элементам структур СОТО.

Исследования, выполненные по данной тематике, проводились при финансовой поддержке ведущих университетов Российской Федерации: СПб ГПУ (мероприятие 6.1.1), ИТМО (субсидия 074-U01); Программы НТС Союзного государства «Мониторинг-СГ» (проект 1.4.1-1); грантов РФФИ (№№15-07-08391, 15-08-08459, 16-07-00779, 16-08-00510, 16-08-01277, 16-29-09482-офи-м, 17-08-00797, 17-06-00108, 17-01-00139, 17-20-01214); госзадания Министерства образования и науки РФ №2.3135.2017/К; в рамках бюджетных тем №№0073–2014–0009, 0073–2015–0007, Международного проекта ERASMUS +, Capacity building in higher education, № 73751-EPP-1-2016-1-DE-EPPKA2-SBHE-JP, Новые стратегии обучения инженеров с использованием сред визуального моделирования и открытых учебных платформ.

Библиографический список

1. Россиев А.Ю., Заозерский С.А., Каргин В.А., Пикулев П.А., Чуприков А.Ю., Гамов В.Ю. Повышение эффективности системы информации о техническом состоянии и надёжности ракетно-космических комплексов с использованием интеллектуальной информационной технологии мониторинга состояния и управления в реальном масштабе времени // Сб. трудов международной научно-практической конференции «Передовые информационные технологии, средства и системы автоматизации и их внедрение на российских предприятиях (АИТА-2011)». М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2011. С. 776-780.

2. Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Интеллектуальные технологии мониторинга состояния и управления структурной динамикой сложных технических объектов. М.: Наука, 2006. 410 с.
3. Автамонов П.Н., Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Актуальные научно-технические проблемы разработки и внедрения взаимосвязанного комплекса унифицированных интегрированных систем поддержки принятия решений (СППР) в АСУ объектами военно-государственного управления // Известия Южного федерального университета. Технические науки. 2014. № 3 (152). С. 14-27.
4. Соловьев И.В. Общие принципы управления сложной организационно-технической системой // Перспективы науки и образования. 2014. № 2 (8). С. 21-27.
5. Егорова А.А., Козлов С.А. Информационные системы: методы и средства проектирования // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2006. № 105. С. 84-93.
6. Норенков И.П. Основы автоматизированного проектирования. М.: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2009. 430 с.
7. Охтилев М.Ю. Основы теории автоматизированного анализа измерительной информации в реальном времени. Синтез системы анализа. СПб.: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 1999. 161 с.
8. Нариньяни А.С. Модель или алгоритм: новая парадигма информационной технологии // Информационные технологии. 1997. № 4. С. 11-16.
9. Крылов А.В., Охтилев П.А., Бахмут А.Д. Комбинированная прецедентная модель поддержки принятия решения и её применение в экспертных системах для сложных организационно-технических объектов // Сборник трудов XIX Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара: Офорт, 2017. С. 428-435.
10. Охтилев П.А., Бахмут А.Д., Крылов А.В. Подход к оцениванию состояния сложного организационно-технического объекта на основе обобщённых вычислительных моделей // Сборник тезисов докладов «10-й Всероссийской мультikonференции по проблемам управления». Т. 1. Ростов-на-Дону: Южный федеральный университет, 2017. С. 201-203.
11. Бахмут А.Д., Крылов А.В., Охтилев П.А. Подход к организации интеллектуальной системы поддержки принятия решений по управлению сложной организационно-технической системы на основе модифицированной сети Петри // Сборник трудов XIX Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара: Офорт, 2017. С. 379-386.
12. Пин-Шен Чен П. Модель «сущность-связь» – шаг к единому представлению о данных // Системы управления базами данных. 1995. № 3. С. 137-158.
13. Кузнецов С.Д. Базы данных. Вводный курс.
http://citforum.ru/database/advanced_intro/#top
14. Тыугу Э.Х. Концептуальное программирование. М.: Наука, 1984. 256 с.
15. Пospelов Д.А. Искусственный интеллект. Справочник. Кн. 2. Модели и методы. М.: Радио и связь, 1990. 304 с.
16. Гуцин А.Н. Основы представления знаний: учеб. пособие. СПб.: Балтийский государственный технический университет, 2007. 30 с.
17. Мануйлов Ю.С., Шмелев В.В., Богданов А.В. Постановка задачи оптимального управления технологическим процессом на основе сетевой модели // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2015. № 648. С. 55-62.

APPLICATION OF DECISION SUPPORT TECHNOLOGY AT VARIOUS STAGES OF THE LIFE CYCLE OF SPACE FACILITIES IN ASSEMBLY WITH THE INFORMATION SYSTEM OF TECHNICAL CONDITION AND RELIABILITY

© 2017

- P. N. Avtamonov** Head of Analytics Department;
Scientific Research and Experimental Center of Intelligent Technologies
“Petrokometa”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
expert-orion@mail.ru
- A. D. Bakhmut** Software engineer;
Scientific Research and Experimental Center of Intelligent Technologies
“Petrokometa”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
st.p.inomiric@gmail.com
- A. V. Krylov** Head of the Department of military industrial complex;
Scientific Research and Experimental Center of Intelligent Technologies
“Petrokometa”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
KrAlex@yandex.ru
- M. Yu. Okhtilev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Interim Director General;
Scientific Research and Experimental Center of Intelligent Technologies
“Petrokometa”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
oxt@mail.ru
- P. A. Okhtilev** Software engineer;
Scientific Research and Experimental Center of Intelligent Technologies
“Petrokometa”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
pavel.oxt@mail.ru
- B. V. Sokolov** Doctor of Science (Engineering); Professor, Deputy Director;
St. Petersburg Institute for Informatics and Automation of the Russian Academy
of Sciences, Saint-Petersburg, Russian Federation;
sokol@iias.spb.su

The paper presents an approach to assessing structural states of space vehicles (complex organizational and technical objects) with support of taking decisions on their life cycle control. The analysis of the subject area showed the need to apply the new intellectual information technology presented in the article to the design of both the information system of a complex organizational and technical object, and the related systems for monitoring structural states and decision support as part of such an information system. We consider a version of a generalized computational model as a theoretical basis of this technology. The version discussed is a unified knowledge representation model that integrates a number of methods and approaches of the Artificial Intelligence theory and makes it possible to construct imitation-analytical polymodel complexes for monitoring states and controlling complex organizational and technical objects. The article shows that applying this technology allows comprehensive assessment of the technical state and reliability of the monitored object. The article also provides a brief overview of the software complex that solves the problems of estimating the structural states of space vehicles. The software complex is implemented on the basis of the examined intellectual information technology.

Decision support system; complex organizational and technical object; artificial intelligence system; information system; structural dynamics; generalized computational models.

Citation: Avtamonov P.N., Bakhmut A.D., Krylov A.V., Okhtilev M.Yu., Okhtilev P.A., Sokolov B.V. Application of decision support technology at various stages of the life cycle of space facilities in assembly with the information system of technical condition and reliability. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 173-184. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-173-184

References

1. Rossiev A.Yu., Zaozerskiy S.A., Kargin V.A., Pikulev P.A., Chuprikov A.Yu., Gamov V.Yu. Povyshenie effektivnosti sistemy informatsii o tekhnicheskoy sostoyanii i nadezhnosti raketno-kosmicheskikh kompleksov s ispol'zovaniem intellektual'noy informatsionnoy tekhnologii monitoring sostoyaniya i upravleniya v real'nom masshtabe vremeni. *Sb. trudov mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Peredovye informatsionnye tekhnologii, sredstva i sistemy avtomatizatsii i ikh vnedrenie na rossiyskikh predpriyatiyakh (AITA-2011)»*. Moscow: V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences Publ., 2011. P. 776-780. (In Russ.)
2. Okhtilev M.Yu., Sokolov B.V., Yusupov R.M. *Intellektual'nye tekhnologii monitoringa sostoyaniya i upravleniya strukturnoy dinamiko slozhnykh tekhnicheskikh ob"ektov* [Intellectual technologies for monitoring the state and controlling the structural dynamics of complex technical objects]. Moscow: Nauka Publ., 2006. 410 p.
3. Avtamonov P.N., Okhtilev M.Yu., Sokolov B.V., Yusupov R.M. Actual scientific and technical problems of design and implementation of integrated and interconnected unified decision support systems (DSS) in automatic control system (ACS) in military and civil scopes. *Izvestiya SFedU. Engineering Sciences*. 2014. No. 3 (152). P. 14-27. (In Russ.)
4. Solov'ev I.V. General principles of management of complex organizational and technical system. *Perspectives of Science and Education*. 2014. No. 2 (8). P. 21-27. (In Russ.)
5. Egorova A.A., Kozlov S.A. Information systems: building methods and tools. *Civil Aviation High Technologies*. 2006. No. 105. P. 84-93. (In Russ.)
6. Norenkov I.P. *Osnovy avtomatizirovannogo proektirovaniya* [Fundamentals of Computer Aided Design]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2009. 430 p.
7. Okhtilev M.Yu. *Osnovy teorii avtomatizirovannogo analiza izmeritel'noy informatsii v real'nom vremeni. Sintez systemy analiza* [Basics of the theory of real-time computer-aided analysis of measurement information. Synthesis of the analysis system]. St. Petersburg: Mozhaiskiy Military Space Academy Publ., 1999. 161 p.
8. Narinyani A.S. Model or algorithm: a new paradigm of information technology. *Information Technologies*. 1997. No. 4. P. 11-16. (In Russ.)
9. Krylov A.V., Okhtilev P.A., Bakhmut A.D. Kombinirovannaya pretsedentnaya model' podderzhki prinyatiya resheniya i ee primeneniye v ekspertnykh sistemakh dlya slozhnykh organizatsionno-tekhnicheskikh ob"ektov. *Proceedings of the XIX International Conference «Complex systems: control and modeling problems»*. Samara: Ofort Publ., 2017. P. 428-435. (In Russ.)
10. Okhtilev P.A., Bakhmut A.D., Krylov A.V. Podkhod k otsenivaniyu sostoyaniya slozhnogo organizatsionno-tekhnicheskogo ob"ekta na osnove obobshchennykh vychislitel'nykh modeley. *Sbornik tezisov dokladov «10-y Vserossiyskoy mul'tikonferentsii po problemam upravleniya»*. V. 1. Rostov-on-Don: Southern Federal University Publ., 2017. P. 201-204. (In Russ.)
11. Bakhmut A.D., Krylov A.V., Okhtilev P.A. Podkhod k organizatsii intellektual'noy sistemy podderzhki prinyatiya resheniy po upravleniyu slozhnoy organizatsionno-tekhnicheskoy sistemy na osnove modifitsirovannoy seti Petri. *Proceedings of the XIX International Conference «Complex systems: control and modeling problems»*. Samara: Ofort Publ., 2017. P. 379-386. (In Russ.)
12. Pin-Shan Chen P. The entity-relationship model – toward a unified view of data. *ACM Transactions on Database Systems*. 1976. V. 1, Iss. 1. P. 9-36. DOI: 10.1145/320434.320440
13. Kuznetsov S.D. *Bazy dannykh. Vvodnyy kurs* [Databases. Introductory course]. Available at: http://citforum.ru/database/advanced_intro/#top.

14. Tyugu E.H. *Kontseptual'noe programmirovaniye* [Conceptual programming]. Moscow: Nauka Publ., 1984. 256 p.

15. Pospelov D.A. *Iskusstvennyy intellekt. Spravochnik. Kn. 2. Modeli i metody* [Artificial intellect. Reference book. Book 2. Models and methods]. Moscow: Radio I Svyaz' Publ., 1990. 304 p.

16. Gushchin A.N. *Osnovy predstavleniya znaniy: uchebnoe posobie* [Fundamentals of knowledge representation: textbook]. St. Petersburg: Baltic State Technical University Publ., 2007. 30 p.

17. Manuylov Yu.S., Shmelev V.V., Bogdanov A.V. Statement of the problem of optimal control of the technological process on the basis of the network model. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2015. No. 648. P. 55-62. (In Russ.)

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОТОКОЛОВ СШИВКИ ПОЛОС ИЗОБРАЖЕНИЙ, ФОРМИРУЕМЫХ МНОГОМАТРИЧНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯМИ

© 2017

П. К. Кузнецов доктор технических наук, профессор, директор научно-исследовательского института «Проблем надёжности механических систем»; Самарский государственный технический университет; kurnesov@mail.ru

Б. В. Мартемьянов кандидат технических наук, доцент; Самарский государственный технический университет; bvmart@rambler.ru

Г. Н. Мятлов кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора; Ракетно-космический центр «Прогресс»; miatov@mail.ru

А. А. Юдаков кандидат технических наук, начальник отдела; Ракетно-космический центр «Прогресс»; antonyudakov@rambler.ru

Рассматриваются вопросы, связанные с обработкой видеоданных, получаемых составными (многоматричными) оптико-электронными преобразователями целевой аппаратуры космических аппаратов наблюдения. Показано, что видеоданные, получающиеся в областях пересечения полей зрения смежных фоточувствительных матриц, могут быть полезно использованы для решения ряда задач: оценки качества работы системы управления движением космического аппарата на маршруте съёмки, оценки параметров смаза получаемых изображений, оценки отклонений от проектных параметров геометрического расположения фоточувствительных матриц и некоторых других.

Космический аппарат наблюдения; дистанционное зондирование; сшивка полос изображений; метод функционализации; скорость бега изображения; параметры смаза изображения; фокальная плоскость.

Цитирование: Кузнецов П.К., Мартемьянов Б.В., Мятлов Г.Н., Юдаков А.А. Применение протоколов сшивки полос изображений, формируемых многоматричными оптико-электронными преобразователями // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 185-196. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-185-196

Введение

Современные космические аппараты наблюдения (КАН), предназначенные для дистанционного зондирования Земли, формируют широкоформатные изображения средствами оптико-электронных преобразователей (ОЭП), построенных с применением нескольких матричных фоточувствительных приборов с зарядовой связью (ФПЗС). При этом изображения формируются в режиме «заметания», а матрицы ФПЗС работают в режиме временной задержки и накопления зарядов (в режиме ВЗН).

Для обеспечения достаточной ширины полосы захвата в структуре ОЭП предусматривают десятки отдельных матриц ФПЗС. Такие ОЭП называют многоматричными (МОЭП). Для исключения наличия «мёртвых» зон (участков наблюдаемой поверхности в пределах полосы захвата, не попадающих в поля зрения матриц ФПЗС) все матрицы в составе ОЭП (рис. 1) выстраиваются в две линии в конфигурации, которую естественно отождествлять с «коленвалом».

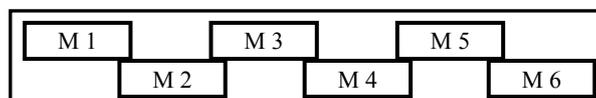


Рис. 1. Расположение матриц в МОЭП

В конфигурации типа «коленвал» каждая пара смежных матриц в области их смежных сторон «перекрывается» на некоторое количество ячеек ФПЗС, порождая взаимное перекрытие «полей зрения» этих матриц. В процессе съёмки изображения маршрута каждая ФПЗС матрица порождает набор видеоданных, содержимое которого при визуализации порождает полосу изображения (далее – полосу). Некоторое количество таких наборов видеоданных, порождённых отдельными матрицами, упаковывается в графический файл. При визуализации содержимого такого файла полоса от матрицы с номером i находится справа от полосы от матрицы с номером $i-1$. За счёт взаимного перекрытия полей зрения смежных матриц полосы, порождённые этими матрицами, содержат вдоль своих смежных сторон изображения одних и тех же наблюдаемых объектов (рис. 2, *а*).

Пару точек двух полос, отображающих одну и ту же точку наблюдаемого объекта, будем называть сопряжёнными точками (СТ). Пару фрагментов полос, отображающих один и тот же фрагмент наблюдаемой сцены, будем называть сопряжёнными фрагментами (СФ). Области смежных сторон двух полос, содержащие все сопряжённые точки (и только такие точки), будем называть швом.

Одна из задач первичной обработки содержимого рассматриваемых графических файлов состоит в сборке полос, получаемых от отдельных ФПЗС матриц, в единый кадр, в котором устранены повторения изображений одних и тех же фрагментов сцены: СФ должны быть совмещены. Таковую задачу называют задачей сшивки полос.

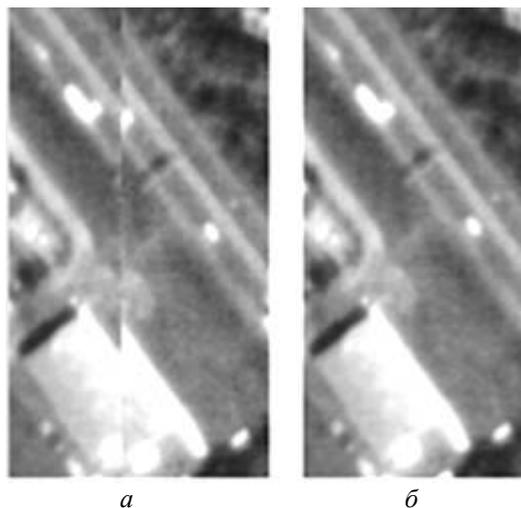


Рис. 2. Фрагменты смежных полос изображений

На рис. 2, *б* приведён пример «сшитых» фрагментов полос. Процесс совмещения смежных полос состоит в сдвиге содержимого одной из них в направлении второй полосы. На практике не существует единого вектора, задающего сдвиг каждой строки полосы: он изменяется от строки к строке по обеим своим координатам, что порождает дополнительные осложнения задачи сшивки полос.

Собственно задача сшивки решается в два шага.

1. В области швов (на смежных границах пар полос) находятся СФ. Каждой паре таких фрагментов сопоставляется вектор $\mathbf{s}(y_r) = (s_x, s_y)$, задающий искомый сдвиг фрагмента одной полосы в сторону второй полосы. Такой вектор будем называть вектором сшивки (ВС). Компонент s_x ВС $\mathbf{s}(y_r)$ равен текущей ширине шва в строке y_r . Для определённости будем считать, что начало ВС $\mathbf{s}(y_r)$ «привязано» к крайнему левому пикселу правой (r) полосы данной пары полос, расположенному в строке изоб-

ражения с номером y_r . При этом координата x начала всех ВС для данного шва становится постоянной. В реальных случаях ВС изменяется вдоль шва. Поэтому не существует единого для всего шва вектора. Учитывая значимую трудоёмкость алгоритмов вычисления отдельного вектора $\mathbf{s}(y_r)$, а также медленную изменчивость ВС при переходе к соседней строке, нецелесообразно реализовывать эти алгоритмы для всех строк y_r подряд. Достаточно вдоль данного шва вычислить некоторое множество $\{\mathbf{s}(y_r)\}$ ВС. Это множество, упакованное в некоторую структуру, будем называть протоколом сшивки (ПС) данной пары полос.

2. Собственно сшивка смежных полос по их ПС. В результате формируется новый набор видеоданных, который при визуализации порождает изображение, не содержащее СФ.

Далее сосредоточим внимание на использовании вычисленных ПС для решения различных прикладных задач. При этом задача собственно сшивки рассматриваться не будет.

Предварительные замечания

Для решения всех рассматриваемых далее задач необходимо иметь ПС, в которых векторы сшивки вычислены с достаточно высокой точностью: ошибка вычисления векторов во всех случаях не должна превышать 0,2 пиксела, а в некоторых приложениях должна быть менее 0,1 пиксела. В работе [1] на примере сшивки искусственно разрезанного реального изображения, полученного космическим аппаратом (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Ресурс-ДК1», показано, что отклонения вычисленных векторов сшивки от истинных в более чем 80% случаев не превышают 0,01 пиксела, а в более чем 55% случаев не превышают 0,005 пиксела. Конечно, на реальных швах погрешности были более значительные, но оценить их истинные значения не представлялось возможным.

Необходимо отметить, что за последние годы алгоритмы вычисления ПС применительно к изображениям, получаемым современными КА ДЗЗ, были значительно усовершенствованы за счёт учёта более благоприятной компоновки ПЗС матриц в составе ОЭП. Так в МОЭП типа «Сангур», установленном на КА «Ресурс-ДК1», проектная ширина зоны перекрытия смежных матриц составляет 10 пикселов (ячеек матрицы ФПЗС). При этом ширина шва на разных маршрутах съёмки варьирует вдоль шва в пределах от 4 до 16 пикселов. Малая ширина шва означает, в первую очередь, недостаточность объёма информации для точной сшивки сопряжённых фрагментов. В современном КА, например «Ресурс-П», в панхромном МОЭП проектная ширина межматричного перекрытия составляет 36 пикселов. Столь значительное увеличение межматричного перекрытия создаёт значительно более благоприятные условия для точного вычисления ПС.

Требуемая точность вычисления ПС достигается за счёт применения оригинального метода поиска СФ на смежных парах изображений, названного методом функционализации (МФ) [2 – 4].

Получаемые на основе метода функционализации алгоритмы и программы обладают следующими свойствами:

- за счёт отсутствия поисковых процедур отличаются высокой производительностью в сравнении с методиками, основанными на анализе значений взаимно корреляционных функций (ВКФ) совмещаемых фрагментов изображений;
- слабо чувствительны к виду ВКФ совмещаемых изображений; как следствие, используемые в методике процедуры совмещения фрагментов изображений сходятся

быстро и не «застревают» на локальных экстремумах ВКФ, расположенных в окрестности её глобального экстремума;

– не требуют информации о параметрах внешней ориентации носителя изобразительной системы, то есть ориентированы на обработку только собственно изображений.

Важным достоинством метода функционализации является возможность получения на его основе вполне надёжных критериев непохожести совмещаемых фрагментов изображений, позволяющих заканчивать итерации процесса поиска СФ при достижении достаточно высокой точности искомого вектора совмещения фрагментов (в данном случае – вектора сшивки).

Вычисление параметров смаза изображения

Лучистая энергия, достигающая ПЗС матрицы ОЭП КАН, в десятки и сотни раз меньше по сравнению с энергией, попадающей в фотокамеры в условиях бытовой съёмки. По этой причине в космической аппаратуре необходимо принимать меры к обеспечению достаточного времени экспозиции – времени накопления зарядов в ячейках ФПЗС. Проблема экспозиции решается за счёт применения в ОЭП ПЗС матриц, работающих в режиме ВЗН. Но это решение порождает сопутствующие проблемы.

Пусть \mathbf{V} – вектор скорости движения изображения по фокальной плоскости; \mathbf{V}_z – вектор средней скорости переноса зарядов вдоль столбцов ячеек ПЗС матрицы за время накопления заряда. В работе [5] показано: когда $\mathbf{V} - \mathbf{V}_z \neq 0$, то есть когда движение изображения не полностью компенсировано движением зарядовых пакетов, накапливаемые видеоданные содержат искажения, называемые «смазом» изображения. Величина искажений определяется временем τ накопления заряда в ПЗС ячейке, количеством q использованных строк накопления заряда и значениями компонентов v и u вектора \mathbf{V} . Здесь под «смазом» понимается та составляющая «размытия» изображения, которая связана с неточностями работы системы управления движением (СУД) КА на маршруте съёмки. Размытия, связанные с оптическим трактом, не рассматриваются.

Смаз видеоданных формируется как интеграл от лучистой энергии, достигшей фокальной плоскости и распределённой по некоторой площади, вытянутой вдоль вектора \mathbf{B} (blur). Этот вектор будем называть вектором смаза, понимая, что сам «смаз» не является вектором. Вектор смаза определяется как $\mathbf{B} = (b_x, b_y) = \mathbf{V} - \mathbf{V}_z$, где координаты вектора являются параметрами смаза: b_x – параметр поперечного смаза; b_y – параметр продольного смаза.

Параметры смаза в локальной точке в области шва можно выразить через компоненты вектора сшивки полос, начинающегося в этой точке:

$$b_x = (s_x + \Delta m)n / (s - s_y); \quad (1)$$

$$b_y = (s_y + \Delta s)n / (s - s_y), \quad (2)$$

где s_x, s_y – точное значение компонентов вектора сшивки; s – «скоба» – проектное расстояние между одноимёнными строками ПЗС ячеек смежных матриц; n – заданное количество строк накопления зарядов в ПЗС матрице; Δs и Δm – отклонения истинных размеров скобы и межматричного пересечения между соответствующей парой матриц от проектных значений, выраженные в пиксельной метрике.

Знание параметров смаза необходимо для улучшения качества изображения. Приведённая методика расчёта параметров смаза, основанная на использовании данных из

протокола сшивки изображений, позволила восстанавливать [6] очень сильно смазанные изображения (смаз до 100 пикселей), которые поступали от КА «Ресурс-ДК1», и тем самым продлить срок активной эксплуатации КА.

Далее будет показано, что параметры смаза содержат ценную информацию для решения прикладных задач.

Как видно из выражений (1), (2), для вычисления параметров смаза необходимо учитывать отклонения истинных размеров скобы и межматричного пересечения от проектных значений. Вычисление эти отклонений связано с задачей уточнения фактического взаимного расположения ПЗС матриц на фокальной плоскости.

Идентификация ОЭП по сформированному им изображению

В некоторых специфических ситуациях возникает задача идентификации ОЭП по сформированному изображению. Задача была решена с достоверностью, близкой к 100%, на основе учёта геометрических (голономных) связей параметров компоновки ПЗС матриц в ОЭП.

Компоновка матриц ПЗС в ОЭП осуществляется механической сборкой. Поэтому взаимные расположения различных пар смежных матриц различны. Различия малы, но они есть. В каждой сборке матриц последовательность взаимных сдвигов соседних матриц уникальна. Чем больше матриц в составе ОЭП, тем больше отличий имеют различные сборки матриц.

Реализованный метод идентификации ОЭП как источника данного изображения основан на использовании геометрических особенностей сборки матриц в составе каждого из ОЭП. Эти особенности, то есть реальное взаимное расположение матриц, считаются известными. При этом во внимание принимались лишь межматричные перекрытия смежных сторон смежных матриц.

Суть метода иллюстрируется рис. 3.

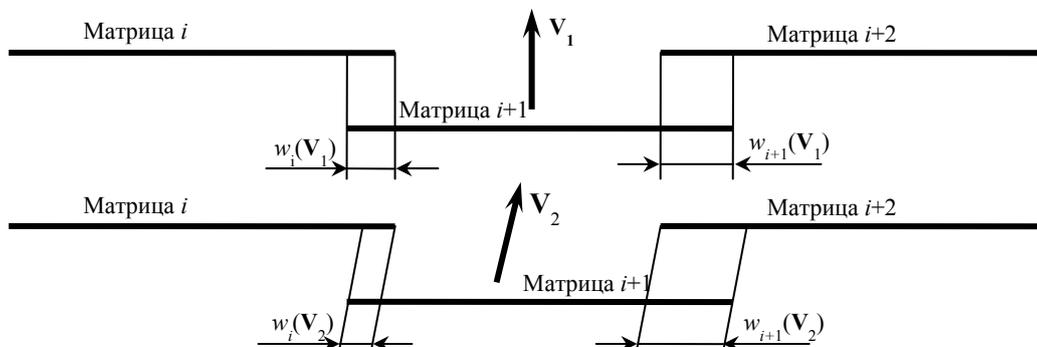


Рис. 3. Смежные швы при разных углах рыскания

На рис. 3 показаны два варианта (V_1 и V_2) ориентации вектора скорости движения носителя оптической системы относительно матриц ОЭП. Показано формирование мгновенной ширины w_i и w_{i+1} двух соседних швов при разных направлениях вектора V . Очевидно: $w_i(V_1) > w_i(V_2)$; $w_{i+1}(V_1) < w_{i+1}(V_2)$. Но из элементарных геометрических соотношений следует: при условии, что матрицы располагаются в параллельных рядах, при изменении направления вектора V сохраняются значения следующих сумм:

$$w_i(V_1) + w_{i+1}(V_1) = w_i(V_2) + w_{i+1}(V_2). \quad (3)$$

Таким образом, суммы из (3) не зависят от вектора V .

Очевидно, должны сохраняться значения сумм ширины любых двух швов, в которых при изменении направления вектора \mathbf{V} ширина одного шва уменьшается, а другого – увеличивается. Для сборки из шести матриц должны сохраняться значения следующих шести сумм:

$$\begin{aligned} w_1 + w_2 &= x_1 + x_2; \\ w_1 + w_4 &= x_1 + x_4; \\ w_2 + w_3 &= x_2 + x_3; \\ w_2 + w_5 &= x_2 + x_5; \\ w_3 + w_4 &= x_3 + x_4; \\ w_4 + w_5 &= x_4 + x_5, \end{aligned} \tag{4}$$

где x_1, \dots, x_5 – известные межматричные пересечения, являющиеся константами для данной сборки матриц.

Значения сумм вида $w_i + w_j$ из (4) можно вычислить, решая задачу сшивки полос изображения. Таким образом, задача определения ОЭП, сформировавшего данное изображение, решается выбором того ОЭП, для которого все суммы вида $x_i + x_j$ из (4) наиболее точно совпадают с суммами вида $w_i + w_j$, вычисленными с субпиксельной точностью как суммы s_x компонентов векторов сшивки для соответствующих швов.

На рис. 4 толстая линия отображает левые суммы из выражений (4). Тонкими линиями отображены диаграммы, построенные по правым суммам из выражений (4) дляборок матриц, составляющих зону компенсации с одним и тем же номером, но в составе разных ОЭП. Из сопоставления пар диаграмм с очевидностью следует вывод, что обработанное изображение сформировано ОЭП №2.

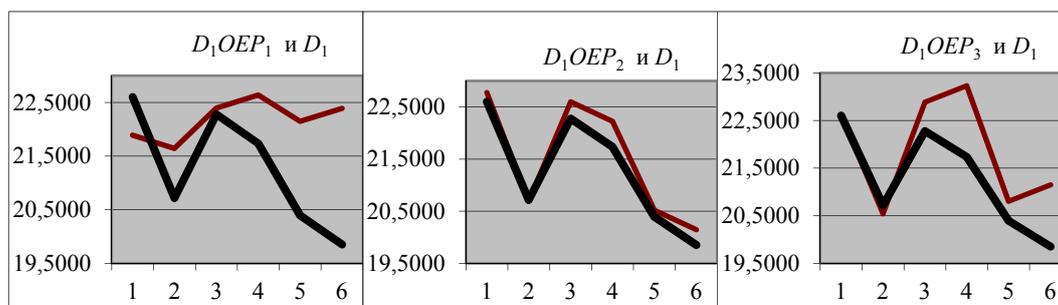


Рис. 4. Диаграммы сумм из выражений (4)

Исследование геометрии расположения матриц целевой аппаратуры КА

Методика исследования взаимного положения матриц ОЭП целевой аппаратуры КА основана на вычислении с субпиксельной точностью ПС всех полос изображений, получаемых данным ОЭП, и исследовании этих протоколов с помощью авторской программы, визуализирующей содержимое ПС в наглядной форме в виде разнообразных диаграмм.

Применение этой методики позволило с высокой точностью (лучше, чем 0,1 пиксела) определить:

- отклонения межматричных пересечений от проектных параметров;
- абсолютный сдвиг каждой матрицы в поперечном направлении относительно проектного положения;
- отклонения межматричных расстояний от проектного значения в продольном направлении в области краёв матриц для каждой пары смежных матриц.

На рис. 5 приведены эпюры смазов. Смазы вычислены по содержимому ПС, сформированных для всех пар смежных матриц (для всех швов) в составе панхромного ОЭП. Эпюры приведены для конкретной строки изображений, сформированных на маршруте съёмки. При переходе к другим маршрутам или строкам изображений эпюры изменяются, но их характер сохраняется. В частности, на всех маршрутах сохраняется расположенный слева «зуб» на эпюре продольного смаза. Разные межматричные пересечения могут быть различными, но эпюры смазов должны выглядеть как линии прямые или близкие к прямым. Поэтому характер эпюр позволяет сделать вывод об отклонениях взаимного положения смежных матриц от проектных значений. В примере эти отклонения особенно велики для швов с номерами от 3 до 8.



Рис. 5. Эпюры параметров смазов для всех швов маршрута (март 2017 г.)

На рис. 6 приведены эпюры, построенные после виртуальной коррекции взаимного расположения матриц с целью приведения эпюр к «идеальному виду». Тонкая пунктирная линия задаёт трубку, в которую попадает 96% всех реализаций на маршруте параметра продольного смаза. При этом высота трубки составляет лишь 0,05 пиксела.

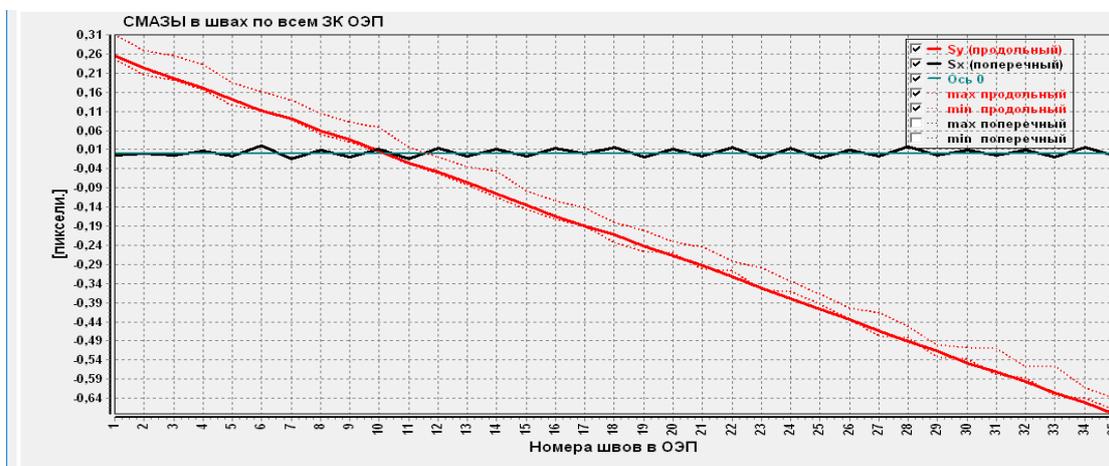


Рис. 6. Эпюры параметров смазов после виртуальной подвижки матриц

Исследование динамики фокальной плоскости КА

Наклонный вид эпюры (рис. 6) параметров продольного смаза означает, что съёмка маршрута выполнялась при заметном угле крена КА.

Малая толщина трубки объясняется следующими факторами:

- равнинным характером снятой местности;
- отсутствием облаков на маршруте съёмки;
- субпиксельной точностью (лучше 0,1 пиксела) вычисления ПС.

С другой стороны возникает вопрос: почему трубка настолько широкая? Объяснение представлено на рис. 7.

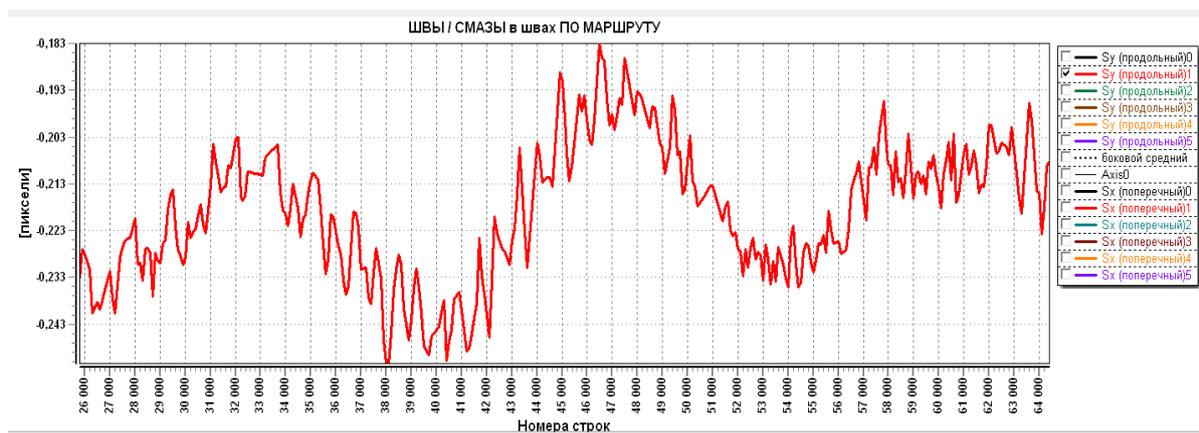


Рис. 7. Диаграмма параметров продольных смазов вдоль маршрута 02369_02 для 1-го шва 4-й ЗК

Диаграмма параметров продольного смаза вдоль маршрута съёмки имеет низкочастотную гармоническую составляющую с периодом колебаний около 15000 строк, что при тактовой частоте формирования строк изображения в 9216 Гц (из паспорта маршрута) соответствует частоте около 0,6 Гц. Размах этих колебаний в пределах представленного фрагмента диаграммы составляет 0,7 пиксела, что и объясняет толщину трубки min/max значений смазов.

Причиной отмеченных колебаний вероятнее всего является реализованный на маршруте съёмки закон отработки программы движения КА.

Для иллюстрации достоверности диаграммы (рис. 7) далее:

- на рис. 8 показаны диаграммы параметров поперечных смазов по швам №1 и №3 пятой ЗК, которые идеально совпадают по фазе и периоду с диаграммами на рис. 7;
- на рис. 9 показаны диаграммы параметров поперечных смазов одновременно по всем шести швам четвёртой ЗК, которые также идеально совпадают между собой по фазе и периоду.

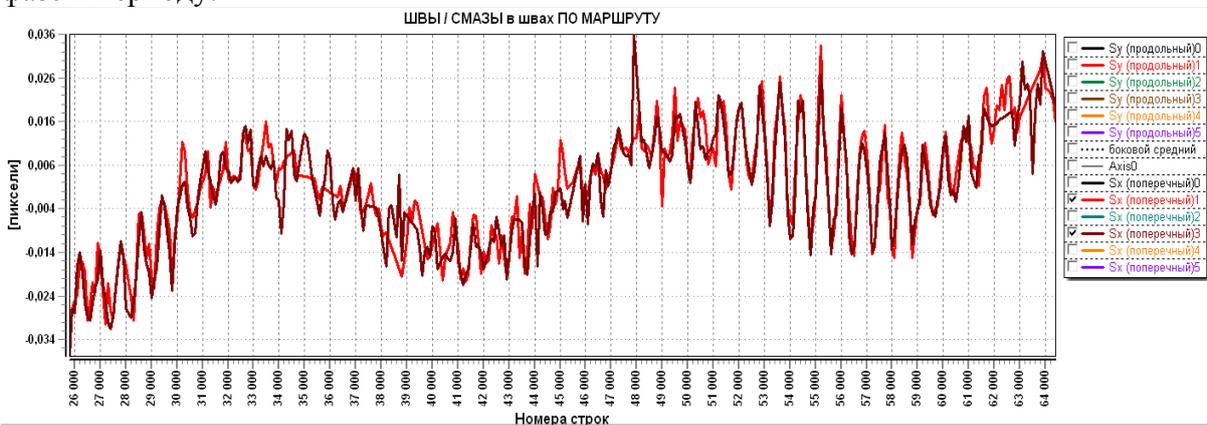


Рис. 8. Диаграммы параметров поперечных смазов вдоль маршрута 02369_02 по швам №1 и №3 4-й ЗК

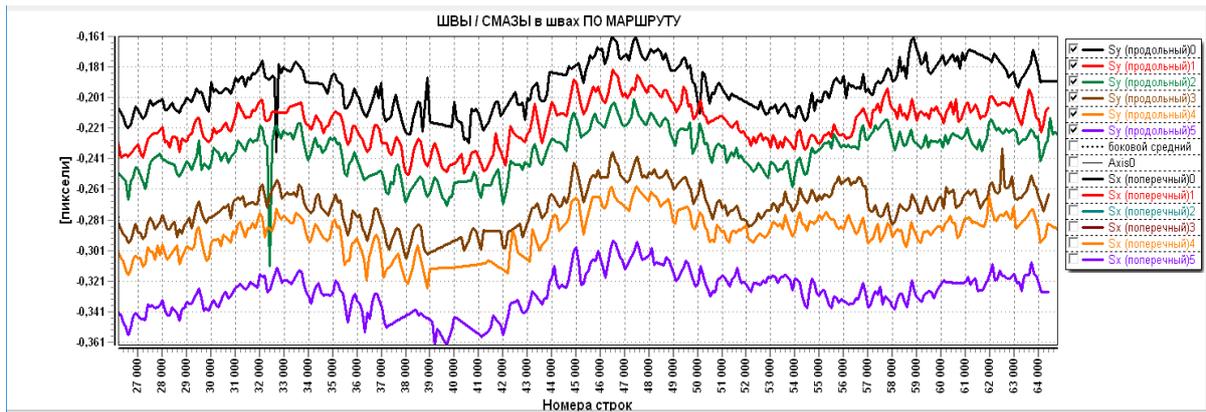


Рис. 9. Диаграммы параметров продольных смазов вдоль маршрута 02369_02 по всем швам 4-й ЗК

На рис. 7 – 9 наблюдаются высокочастотные колебания, наложенные на низкочастотные. Высокая точность совпадения диаграмм на рис. 8 говорит как о высокой точности вычисления соответствующих ПС полос изображений, так и об объективном присутствии соответствующих колебаний фокальной плоскости. Эти высокочастотные колебания имеют период около 800 строк, что соответствует частоте примерно в 11,5 Гц.

Синхронность колебаний диаграмм как для поперечного, так и для продольного направлений означает наличие «дрожания» во время съёмки маршрута всей фокальной плоскости.

На колебания частотой 11,5 Гц, видимые на рис. 7 – 9, наложены колебания многократно большей частоты, наблюдаемые на фрагментах диаграмм, представленных на рис. 10. Это диаграммы параметров поперечных смазов для швов №1 и №5 второй ЗК.

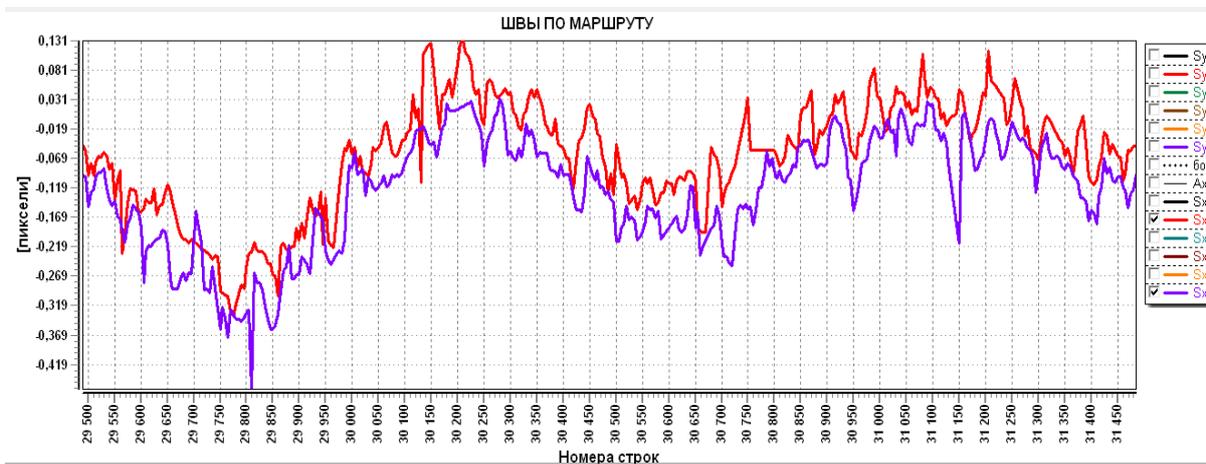


Рис. 10. Диаграммы продольных параметров швов вдоль маршрута 02369_02 по швам №1 и №5 2-й ЗК

На поле диаграмм вертикальные линии сетки изображены с шагом 50 строк, а горизонтальные – с шагом 0,05 пиксела.

Период наблюдаемых колебаний составляет примерно 50 строк (протоколы шивки вычислены с шагом в 5 строк: шивка через каждые 5 строк изображения), что соответствует частоте примерно $9216/50 \approx 180$ Гц.

На рис. 11 представлен пример амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) колебаний фокальной плоскости, построенной на основе анализа протоколов шивки изображений, полученных на типичном маршруте съёмки целевой аппаратурой КА типа «Ресурс».

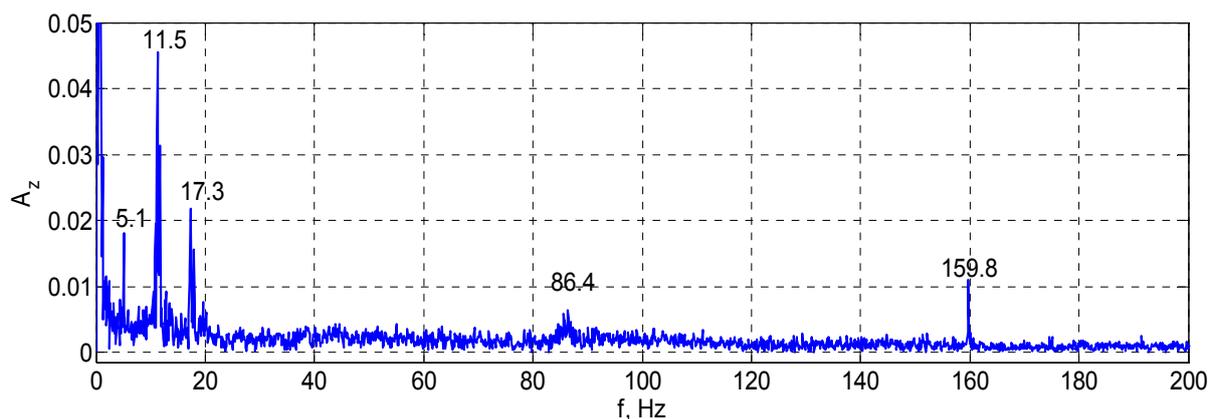


Рис. 11. АЧХ колебаний фокальной плоскости целевой аппаратуры КАН типа «Ресурс» на маршруте съёмки. По оси ординат отложена амплитуда составляющей смаза, причиной возникновения которой являются колебания фокальной плоскости с частотой, указанной на оси абсцисс

Исследования динамики фокальной плоскости, проведённые для двух КА типа «Ресурс-П», дали идентичные результаты. Это означает, что наблюдаемые вибрации фокальной плоскости связаны с особенностями конструкции КА этого типа.

Заключение

Рассмотрены некоторые задачи оценки смаза изображения и качества работы системы управления движением КАН на маршруте съёмки, решение которых основано на использовании протоколов сшивки полос изображений.

В частности, получены следующие результаты:

- на основе методики виртуальной коррекции взаимного положения смежных матриц с высокой точностью решается задача определения отклонений межматричных пересечений и межматричного сдвига (скобы) от проектных значений;

- наблюдения, проведённые по снимкам, полученным на интервале времени более трёх лет, показали, что положение матриц ОЭП на фокальной плоскости стабильно во времени;

- положение отдельных матриц ОЭП на фокальной плоскости может значительно отличаться от проектного (до 10-12 пикселей), что объясняется, по-видимому, внешними воздействиями на целевую аппаратуру при запуске КА;

- на основе вычисления протоколов сшивки полос изображений с субпиксельной точностью (погрешность сшивки менее 0,05 пикселя) и с достаточно плотным расположением стежков сшивки вдоль маршрута (каждые 5 строк) достоверно наблюдаются малоамплитудные колебания и вибрации фокальной плоскости с частотами от 5 до 160 Гц;

- собственные колебания корпуса КАН мало отражаются на качестве получаемого изображения (десятые доли пикселя);

- в некоторых случаях значительный смаз в видеоданных наблюдается в начале маршрута съёмки; смаз получается как следствие недостаточно быстрого выхода КАН на требуемую по условиям съёмки траекторию движения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ. Гранты 17-08-01708, 17-48-630637.

Библиографический список

1. Мартемьянов Б.В. Оценка качества алгоритма сшивки изображений, основанного на методе функционализации // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2009. № 3 (25). С. 88-94.
2. Кузнецов П.К., Мартемьянов Б.В., Семавин В.И. Техническое зрение подвижных объектов. Метод анализа поля скоростей динамического изображения // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2014. № 1 (115). С. 3-9. DOI: 10.14489/vkit.2014.01.pp.003-009
3. Кузнецов П.К., Мартемьянов Б.В., Семавин В.И. Техническое зрение подвижных объектов. Совмещение изображений как динамический процесс // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2014. № 2 (116). С. 3-10. DOI: 10.14489/vkit.2014.02.pp.003-010
4. Кузнецов П.К., Мартемьянов Б.В., Ращупкин А.В. Техническое зрение подвижных объектов. Методика совмещения изображений, полученных при наблюдении с подвижного основания // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2014. № 3 (117). С. 10-17. DOI: 10.14489/vkit.2014.03.pp.010-017
5. Кузнецов П.К., Мартемьянов Б.В. Математическая модель формирования видеоданных, получаемых с использованием сканирующей съёмки // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 6-1. С. 292-299.
6. Егошкин Н.А., Еремеев В.В. Коррекция смаза изображений в системах космического наблюдения Земли // Цифровая обработка сигналов. 2010. № 4. С. 28-32.

PROTOCOLS OF STITCHING IMAGE STRIPS FORMED BY OPTOELECTRONIC CONVERTERS AND THEIR APPLICATION

© 2017

- P. K. Kuznetsov** Doctor of Science (Engineering); Professor; Leading Researcher; Samara State Technical University, Samara, Russian Federation; kurnesov@mail.ru
- B. V. Martem'ianov** Candidate of Science (Engineering); Associate Professor; Samara State Technical University, Samara, Russian Federation; bvmart@rambler.ru
- G. N. Miatov** Candidate of Science (Engineering); Deputy Chief Designer; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; miatov@mail.ru
- A. A. Yudakov** Candidate of Science (Engineering); Head of Department; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; antonyudakov@rambler.ru

The paper deals with processing video data obtained by composite (multimatrix) optoelectronic converters used in purpose designed equipment of observation space vehicles. It is shown that the video data obtained in the areas of intersection of fields of view of two adjacent photosensitive matrices can be beneficially used to solve a number of tasks: assessing the quality of performance of spacecraft motion control system on the survey routes, specifying the parameters of image blur, assessing the deviations of the geometrical arrangement of photosensitive matrixes from the design parameters and some other tasks.

Observation spacecraft; remote sensing; stitching image strips; functionalization method; image blur parameters; focal plane.

Citation: Kuznetsov P.K., Martem'ianov B.V., Miatov G.N., Yudakov A.A. Protocols of stitching image strips formed by optoelectronic converters and their application. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 185-196. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-185-196

References

1. Martemyanov B.V. Error estimation of images stitch processing by functionalization method. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2009. No. 3 (25). P. 88-94. (In Russ.)
2. Kuznetsov P.K., Martemyanov B.V., Semavin V.I. Machine Vision of Mobile Platforms. Method of the Optical Flow Analysis of Dynamic Images. *Herald of Computer and Information Technologie*. 2014. No. 1 (115). P. 3-9. (In Russ.)
DOI: 10.14489/vkit.2014.01.pp.003-009.
3. Kuznetsov P.K., Martemyanov B.V., Semavin V.I. Machine Vision of Mobile Platforms. Image Registration as a Dynamic Process. *Herald of Computer and Information Technologie*. 2014. No. 2 (116). P. 3-10. (In Russ.). DOI: 10.14489/vkit.2014.02.pp.003-010.
4. Kuznetsov P.K., Martemyanov B.V., Raschupkin A.V. Machine Vision of Mobile Platforms. Technique of Registration Images Obtained by Airborne Surveillance Systems. *Herald of Computer and Information Technologie*. 2014. No. 3 (117). P. 10-17. (In Russ.). DOI: 10.14489/vkit.2014.03.pp.010-017.
5. Kuznetsov P.K., Martemyanov B.V. Mathematical model of video data acquisition with the application of scanning CCD mode. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 6-1. P. 292-299. (In Russ.)
6. Egoshkin N.A., Ereemeev V.V. Correction smear images in the space surveillance system Earth. *Digital Signal Processing*. 2010. No. 4. P. 28-32. (In Russ.)

МЕТРОЛОГИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ УСТРОЙСТВА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ТОКОПРОВОДЯЩИХ ПОКРЫТИЙ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

©2017

- А. С. Самсонов** кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара
mail@samspace.ru
- Д. И. Блинов** кандидат технических наук, инженер-конструктор;
Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара
mail@samspace.ru
- Б. В. Скворцов** доктор технических наук, профессор кафедры электротехники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
aps@ssau.ru
- Д. М. Живоносная** аспирант кафедры электротехники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
aps@ssau.ru

Рассматривается и теоретически обосновывается метод и устройство неразрушающего контроля токопроводящих покрытий топливных баков летательных аппаратов. Приведено запатентованное техническое решение и отображена сущность измерительной процедуры, заключающейся в сканировании поверхности электродом, образующим конденсатор с контролируемым материалом. Дана математическая модель, описывающая процесс дефектоскопии замкнутого дефекта при различной величине сканирующего электрода. Проведён метрологический анализ разрабатываемого устройства, рассматривающий основные и дополнительные погрешности, влияющие на результаты измерительной процедуры. Под основными погрешностями подразумеваются погрешность определения координаты дефекта и систематическая аддитивная (методическая) погрешность. Под дополнительными погрешностями понимаются температурная и динамическая. Среди всех типов погрешностей, возникающих в процессе дефектоскопии, выделены наиболее существенные. Предложены методы компенсации различных типов погрешностей конструкционным или алгоритмическим путём. Произведён численный анализ рассмотренных в статье погрешностей, доказывающий возможность локализации дефектов с погрешностью $\leq 6,5$ мм. Составлена сводная таблица основных типов погрешностей.

Летательный аппарат; топливный бак; токопроводящее покрытие; дефекты; контроль; ёмкостный метод; конструкция датчика.

Цитирование: Самсонов А.С., Блинов Д.И., Скворцов Б.В., Живоносная Д.М. Метрологический анализ устройства неразрушающего контроля токопроводящих покрытий топливных баков летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 197-208. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-197-208

Введение

В настоящее время в ракетной технике космического назначения активно применяются криогенные компоненты топлива (например, водород и кислород) [1]. Для предотвращения перегрева топлива поверхность баков покрывают теплоизоляционным материалом, на который наносится токопроводящее покрытие (ТПП). В результате воздействия суточного перепада температуры, механических воздействий и прочих факторов на поверхности ТПП могут возникнуть замкнутые дефекты, на которых образуются локальные заряды статического электричества. Скапливаясь на дефектных участках ТПП, локальные заряды статического электричества могут привести к образованию

разрядной искры и возгоранию изделия. В соответствии с требованиями ГОСТ [2] необходимо металлизировать неметаллические части конструкций, которые образуют внешний контур изделия с площадью наружной поверхности более $0,2 \text{ м}^2$, а при использовании водородных топлив, для исключения воспламенения смеси водорода с воздухом, с площадью поверхности более $0,02 \text{ м}^2$ [3]. В работе [4] описаны виды ТПП и дана классификация дефектов, которые могут иметь вид замкнутой трещины, полностью или частично скрытой лакокрасочным материалом.

Сущность технического решения

Несмотря на разнообразие методов и устройств контроля ТПП [5], в рассматриваемой области стоит выделить следующие особенности и проблемы. Топливные баки имеют сложную форму и размеры высотой 10-15 м, диаметром 2-4 м, что по площади составляет $31-106 \text{ м}^2$. В зависимости от климатических факторов баки меняют свои размеры, что приводит к изменению функционального зазора в бесконтактном датчике контроля поверхности. Структура покрытия топливного бака многослойная, при этом каждый слой вносит свою составляющую в сигнал ёмкостного бесконтактного датчика. Толщина каждого из слоёв также неравномерна и может колебаться в пределах $\pm 10\%$ от номинального значения. Также на ТПП наносится лакокрасочное покрытие, что делает невозможным использование визуальных и контактных методов контроля его целостности. Следует учесть, что устройство должно автоматически пропускать дефекты, площадь которых не превышает заданного значения, в частности $S_0 < 0,02 \text{ м}^2$. Решение данных проблем связано с использованием бесконтактных, ёмкостных методов измерения, использующих робототехнические сканирующие координатные системы в сочетании с новыми методами обработки сигналов. Ниже приведено техническое решение [6]. Сущность изобретения поясняется рис. 1.

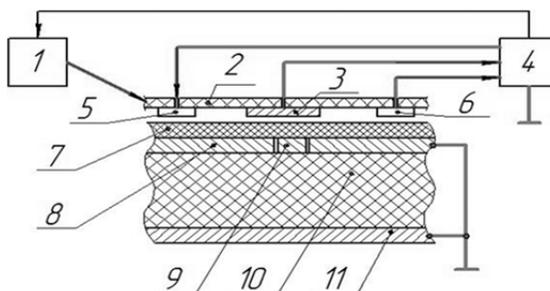


Рис. 1. Устройство контроля целостности ТПП с регулированием величины воздушного зазора: 1 – устройство управления платформой КПУ; 2 – платформа КПУ; 3 – подвижный электрод; 4 – устройство обработки; 5 – устройство обозначения области расположения дефекта; 6 – датчик контроля расстояния; 7 – защитное диэлектрическое покрытие; 8 – контролируемое ТПП; 9 – участок ТПП с замкнутым дефектом; 10 – диэлектрический материал; 11 – металлический корпус бака

Устройство работает следующим образом. Электрод 3 перемещается платформой координатно-позиционирующего устройства (КПУ) 2 вдоль токопроводящего покрытия 8 с постоянным зазором, контролируемым датчиком расстояния 6. Платформа КПУ 2 перемещается устройством управления 1 по сигналам, получаемым с устройства обработки 4. В устройство обработки 4 с электрода 3 поступает сигнал, пропорциональный текущему значению ёмкости конденсатора $C_{\text{тек}}$, образованного плоским электродом 3 и токопроводящим покрытием 8, а с датчика 6 поступает сигнал, пропорциональный расстоянию между ними. Фиксируемые значения $C_{\text{тек}}$ непрерывно сравниваются в устройстве обработки 4 с эталонным значением ёмкости C_3 , и вычисляется текущее значение

разности $\Delta C_{\text{тек}}$: $\Delta C_{\text{тек}} = C_3 - C_{\text{тек}}$. Значение эталонной ёмкости C_3 определяется в результате калибровки устройства или расчётным путём. Устройство обозначения области расположения дефекта 5 маркирует на слое защитного диэлектрического покрытия 7 дефектную область по сигналу устройства обработки 4. Этот сигнал появляется в случае, если выполняется неравенство $\Delta C_{\text{тек}} \geq \Delta C_{\text{доп}}$, где $\Delta C_{\text{доп}}$ – максимально допустимое значение $\Delta C_{\text{тек}}$, выбираемое исходя из совокупности факторов, влияющих на точность измерения $\Delta C_{\text{тек}}$, и требуемой чувствительности устройства.

Математическое моделирование измерительной процедуры

Описание закона изменения ёмкости при перемещении электрода над дефектом приведено на рис. 2.

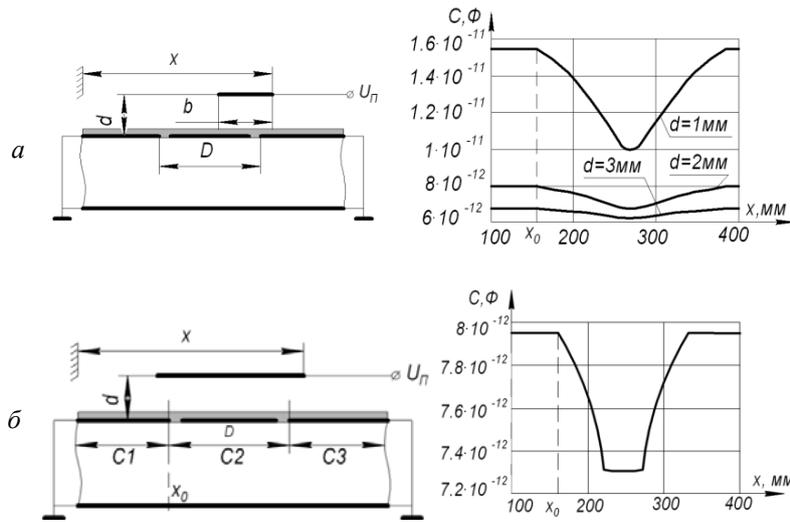


Рис. 2. Ёмкость датчика при перемещении электрода над замкнутым дефектом:
 $a - b=100 \text{ мм}, D=140 \text{ мм}; б - d=2 \text{ мм}, b=100 \text{ мм}, D=50 \text{ мм}$

Если дефект больше электрода ($b < D$, рис. 2, а), то математическая модель примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} C(x) = C_1 + C_2 + C_3, \\ \text{при } x \leq x_0 \quad C_1 = \epsilon_0 \frac{b^2}{A}, C_2 = 0, C_3 = 0; \\ \text{при } x_0 \leq x \leq x_0 + b \quad C_1 = \epsilon_0 \frac{b(b-x+x_0)}{A}, C_2 = \epsilon_0 \frac{b(x-x_0)}{A+B}, C_3 = 0; \\ \text{при } x_0 + b \leq x \leq x_0 + D \quad C_1 = 0, C_2 = \epsilon_0 \frac{b^2}{A+B}, C_3 = 0; \\ \text{при } x_0 + D \leq x \leq x_0 + b + D \quad C_1 = 0, C_2 = \epsilon_0 \frac{b(b-x+x_0+D)}{A+B}, C_3 = \epsilon_0 \frac{b(x-x_0-D)}{A}; \\ \text{при } x \geq x_0 + b + D \quad C_1 = 0, C_2 = 0, C_3 = \epsilon_0 \frac{b^2}{A}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где

$$A = \frac{d_B}{\varepsilon_B} + \frac{d_L}{\varepsilon_L}, \quad B = \frac{d_{II}}{\varepsilon_{II}} + \frac{d_T}{\varepsilon_T}; \quad (2)$$

$\varepsilon_0 = 8,854 \cdot 10^{-12}$ Ф/м; $d_B, d_L, d_{II}, d_T, \varepsilon_B, \varepsilon_L, \varepsilon_{II}, \varepsilon_T$ – толщина и диэлектрическая проницаемость воздушного зазора, лакокрасочного покрытия, ТПП и теплоизоляции соответственно.

Если дефект меньше электрода ($D < b$, рис. 2, б), то математическая модель примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} C(x) = C_1 + C_2 + C_3, \\ \text{при } x \leq x_0 \quad C_1 = \varepsilon_0 \frac{b^2}{A}, \quad C_2 = 0, \quad C_3 = 0; \\ \text{при } x_0 \leq x \leq x_0 + D \quad C_1 = \varepsilon_0 \frac{b(b-x+x_0)}{A}, \quad C_2 = \varepsilon_0 \frac{b(x-x_0)}{A+B}, \quad C_3 = 0; \\ \text{при } x_0 + D \leq x \leq x_0 + b \quad C_1 = \varepsilon_0 \frac{b(b-x+x_0)}{A}, \quad C_2 = \varepsilon_0 \frac{bD}{A+B}, \quad C_3 = \varepsilon_0 \frac{b(x-x_0-D)}{A}; \\ \text{при } x_0 + b \leq x \leq x_0 + b + D \quad C_1 = 0, \quad C_2 = \varepsilon_0 \frac{b(x-x_0-b)}{A+B}, \quad C_3 = \varepsilon_0 \frac{b(x-x_0-D)}{A}; \\ \text{при } x \geq x_0 + b + D \quad C_1 = 0, \quad C_2 = 0, \quad C_3 = \varepsilon_0 \frac{b^2}{A}. \end{array} \right. \quad (3)$$

Из рис. 2, б видно, что при появлении электрода над дефектом наблюдается уменьшение ёмкости, которая становится минимальной при полном накрытии электродом зоны дефекта.

Метрологический анализ

Математической основой метрологического анализа является статическая функция преобразования датчика дефекта при перемещении сканирующего электрода – зависимость ёмкости от координаты перемещения x , координаты дефекта x_0 и конструктивных параметров D, b, x_0 :

$$C = F(x, d, D, b, x_0), \quad (4)$$

где d – воздушный зазор в датчике; D – размер дефекта; b – размер электрода.

Рассмотрим основные погрешности. Будем предполагать, что скорость сканирования настолько мала, что инерционностью измерительного процесса можно пренебречь. Для исследования погрешностей целесообразно пользоваться формулой (1), так как она описывает наиболее общий случай процедуры дефектоскопии. Минимальное значение ёмкости зависит от размера дефекта. Очевидно, что факт обнаружения дефекта можно определить по уменьшению ёмкости на величину наперёд заданного отклонения ΔC . Уменьшение ёмкости начинается с того момента, когда электрод правым концом разместился над левой границей дефекта (рис. 2, а). Задавая величину ΔC , можно определить факт наступления дефекта.

Таким образом, факт идентификации дефекта определяется следующими соотношениями:

$$C_{\max} - C(x) < \Delta C \text{ – дефекта нет,} \quad (5)$$

$$C_{\max} - C(x) \geq \Delta C \text{ – дефект есть.} \quad (6)$$

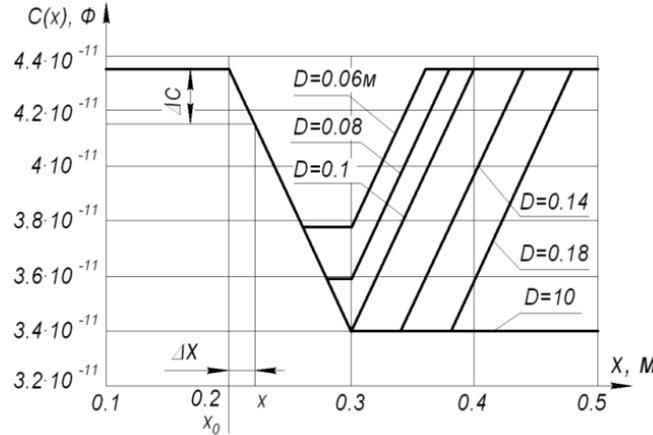


Рис. 3. Иллюстрация к определению погрешности координаты дефекта при $b=0,1$ м

Из рис. 3 видно, что величина ΔC приводит к погрешности Δx определения координаты дефекта, причём чем больше ΔC , тем больше Δx .

Погрешность Δx при заданном ΔC определится по формуле

$$\Delta C = C_{\max} - \varepsilon_0 b \left(\frac{b - x_0 - \Delta x + x_0}{\frac{d_B}{\varepsilon_B} + \frac{d_L}{\varepsilon_L}} + \frac{(x_0 + \Delta x - x_0)}{\frac{d_B}{\varepsilon_B} + \frac{d_L}{\varepsilon_L} + \frac{d_{II}}{\varepsilon_{II}} + \frac{d_T}{\varepsilon_T}} \right) = \Delta x \varepsilon_0 b \left(\frac{1}{A} + \frac{1}{A+B} \right). \quad (7)$$

При заданном ΔC погрешность фиксации координаты дефекта определится по формуле

$$\Delta x = \frac{\Delta C}{\varepsilon_0 b \left(\frac{1}{A} + \frac{1}{A+B} \right)}. \quad (8)$$

Из (8) видно, что при заданной ΔC , величине воздушного зазора и толщине слоёв погрешность Δx уменьшается с увеличением ширины b электрода.

Во избежание ложной идентификации минимальное значение ΔC должно быть на порядок больше изменений, связанных с погрешностями датчика зазора и схемы обработки. При изменении воздушного зазора будет изменяться разность между минимальным и максимальным значениями ёмкости. Поэтому порог идентификации дефекта целесообразно привязать к диапазону изменения ёмкости:

$$\Delta x = \frac{\Delta C / \Delta C_0}{\varepsilon_0 b \left(\frac{1}{A} + \frac{1}{A+B} \right)} \Delta C_0, \quad (9)$$

где

$$\Delta C_0 = C_{\max} - C_{\min}, \quad C_{\max} = C_1 = \frac{\varepsilon_0 b^2}{A}, \quad C_{\min} = \frac{\varepsilon_0 b^2}{A+B}. \quad (10)$$

График зависимости погрешности Δx от относительной величины порога обнаружения дефекта $(\Delta C / \Delta C_0)$ при различных зазорах d_g показан на рис. 4.

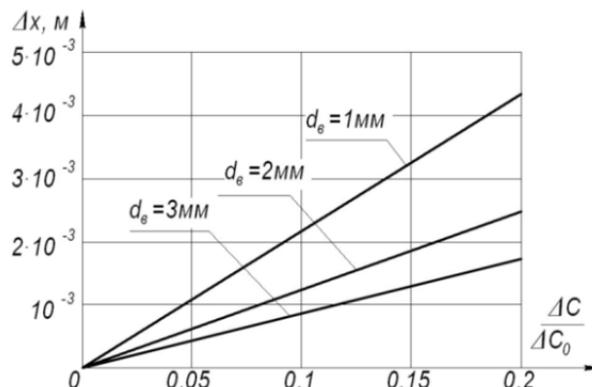


Рис. 4. Зависимость погрешности определения координаты дефекта от величины порога обнаружения при различных воздушных зазорах: $b = 0,1$ м

Из математической модели (3) следует, что при $b \geq D$ минимальное значение ёмкости зависит от соотношения размеров дефекта D и электрода b согласно выражению

$$C'_{\min} = \varepsilon_0 b \left(\frac{b-D}{A} + \frac{D}{A+B} \right). \quad (11)$$

Если размер электрода больше минимально допустимого дефекта D_0 , то, подбирая порог идентификации дефекта $\Delta C \approx C'$, можно автоматически игнорировать мелкие дефекты, размер которых меньше D_0 . Например, пусть $b = K_3 D_0$, где $K_3 > 1,0$ – коэффициент размера электрода. Тогда формула (11) примет вид:

$$C'_{\min} = \varepsilon_0 b D_0 \left(\frac{K_3 - 1}{A} + \frac{1}{A+B} \right). \quad (12)$$

При этом будет иметь место систематическая аддитивная (методическая) погрешность координаты дефекта, определяемая по формуле

$$\Delta_0 = \frac{C'_{\min}}{\varepsilon_0 b \left(\frac{1}{A} + \frac{1}{A+B} \right)}. \quad (13)$$

Формула (13) является базовой для определения требований к конструкционным параметрам устройства. При заданном D_0 , толщинах d_T, d_{II}, d_{III} и материале слоёв можно найти ширину электрода b и величину воздушного зазора d_B такие, при которых Δ_0 будет иметь допустимое значение. Систематическая погрешность может быть компенсирована конструктивными методами, в частности путём смещения форсунки картриджа на соответствующую величину.

Например, при $D_0 = 0,1$ м, $K_3 = 1,1$, $d_B = 2$ мм, $\Delta_0 \approx 49$ мм. Следовательно, для компенсации данной погрешности необходимо форсунку сместить против направления движения электрода на величину 49 мм.

Значение Δ_0 зависит от воздушного зазора по формуле, получаемой подстановкой (2) в (13):

$$\Delta_0(d_B) = D_0 \frac{K_{\text{э}}(d_B \varepsilon_{\text{Л}} + d_{\text{Л}} \varepsilon_B + B \varepsilon_B \varepsilon_{\text{Л}}) - B \varepsilon_B \varepsilon_{\text{Л}}}{2(d_B \varepsilon_{\text{Л}} + d_{\text{Л}} \varepsilon_B) + B \varepsilon_B \varepsilon_{\text{Л}}}. \quad (14)$$

Реально величина Δ_0 , которая легко компенсируется, будет колебаться в пределах, определяемых погрешностью датчика воздушного зазора, по формуле [7]

$$\Delta_{0P} = \Delta_0 + \frac{\partial \Delta_0(d_B)}{\partial d_B} \Delta d_B = \Delta_0 + \frac{D_0 \varepsilon_B \varepsilon_{\text{Л}}^2 B (2 - K_{\text{э}})}{(2d_B \varepsilon_{\text{Л}} + 2d_{\text{Л}} \varepsilon_B + B \varepsilon_B \varepsilon_{\text{Л}})^2} \Delta d_B, \quad (15)$$

где Δ_{0P} – реальная величина погрешности определения координаты дефекта с учётом погрешности воздушного зазора; d_B – абсолютная погрешность датчика зазора.

Формула (15) определяет смещение координаты отметки при наличии погрешности датчика зазора и позволяет определить метрологические требования к датчику зазора, при которых погрешность фиксации дефекта не превысит допустимых значений. Другие виды основных погрешностей, связанные с шумами или квантованием сигнала в цифровых устройствах обработки сигнала, являются несущественными для рассматриваемых устройств дефектоскопического контроля ТПП.

Среди дополнительных погрешностей важнейшей является температурная. Она обусловлена зависимостью электрического сопротивления и диэлектрической проницаемости функциональных слоёв ёмкостного датчика от температуры [8]. Ёмкость конденсаторов при различных температурах определяется температурной зависимостью диэлектрической проницаемости компонентов датчика и изменением его линейных размеров (площади металлических обкладок и ширины воздушного зазора). Зависимость диэлектрической проницаемости воздуха от температуры приведена на рис. 5 [9].

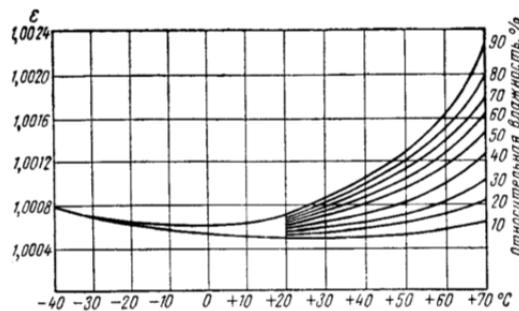


Рис. 5. Зависимость диэлектрической проницаемости воздуха от температуры и влажности

Из рис. 5 видно, что в ожидаемых условиях эксплуатации в закрытых отапливаемых помещениях при температуре воздуха от 5 до 35 °С и относительной влажности не более 80% (при 20°С) диэлектрическая проницаемость воздуха меняется в пределах $\varepsilon_B = 1,0005-1,0014$. Анализируя зависимость, указанную на рис. 5, можно сделать вывод, что температурой и влажностью можно пренебречь при условии эксплуатации устройства в закрытых помещениях.

Более существенными являются динамические погрешности, которые определяются инерционностью процессов изменения ёмкости и схем обработки информационных сигналов. Процедура дефектоскопии ТПП предполагает перемещение электрода

(датчика) над поверхностью бака с некоторой скоростью, которая определяет общее время контроля изделия, но ограничена допустимой величиной динамической погрешности, неизбежно возникающей в процессе сканирования.

При увеличении скорости сканирования V и постоянных времени T звеньев обработки сигналов уменьшается минимальное значение ёмкости, соответствующее наличию дефекта на поверхности, и смещается координата центра дефекта. Очевидно, что при $V \rightarrow \infty$ или $T \rightarrow \infty$ разность между максимальным и минимальным значениями ёмкости стремится к нулю:

$$\Delta C_0 = (C_{\max} - C_{\min}) \rightarrow 0.$$

Рассмотрим методику определения динамической погрешности. При выбранном пороге ΔC и каких-то значениях V и T возникнет ситуация, когда соотношение (6) не будет выполняться для всех видов дефектов. При этом наиболее сложная ситуация возникает при идентификации дефекта, по размеру близкого к минимальному. Электрод может «проскочить» дефект, и при этом ёмкость не успеет измениться на величину, большую порогового значения ΔC . Указанные параметры могут повлиять на результаты дефектоскопии на начальной стадии сканирования, когда дефект находится на краю контролируемого объекта. В этом случае переходный процесс может накладываться на изменения сигнала, связанные с наличием дефекта. Изменение ёмкости при наличии инерционности T датчика с учётом скорости сканирования можно описать выражениями

$$\begin{aligned} C_V(x) &= C_1 = C_{\max} && \text{при } x < x_0; \\ C_V(x) &= C(x) + [C_{\max} - C(x)] e^{\frac{x_0 - x}{VT}} && \text{при } x_0 \leq x \leq x_0 + b; \\ C_V(x) &= C_V(x_0 + b) = C_{\min} && \text{при } x_0 + b \leq x \leq x_0 + D; \\ C_V(x) &= C(x) + [C_{\min} - C(x)] e^{\frac{x_0 + D - x}{VT}} && \text{при } x_0 + D \leq x \leq x_0 + D + b; \\ C_V(x) &= C(x) + [C(x_0 + b) - C(x)] e^{\frac{x_0 + D - x}{VT}} && \text{при } x \geq x_0 + D + b, \end{aligned}$$

где $C(x) = \frac{b^2}{\frac{d_{\epsilon} + d_{\delta}}{\epsilon_{\epsilon} \epsilon_{\delta}}}$.

При выбранном пороге срабатывания ΔC динамическую погрешность Δx_D можно найти из уравнения $C_V(x + \Delta x_D) = C(x)$, которое после алгебраических преобразований сводится к виду:

$$b\epsilon_0 \left[\frac{b}{A} + \frac{x_0 - x - \Delta x_D}{A + B} \left(1 - e^{\frac{x_0 - x - \Delta x_D}{VT}} \right) \right] = b\epsilon_0 \left(\frac{b}{A} + \frac{x_0 - x}{A + B} \right). \quad (16)$$

В результате преобразования (16) можно определить предельную скорость сканирования аналитически:

$$V = \frac{x_0 - x_{II} - \Delta x_D}{T \ln \left[1 - \frac{(x_0 - x_{II})}{(x_0 - x_{II} - \Delta x_D)} \right]}. \quad (17)$$

При этом величина x_{II} определяется по заданному порогу срабатывания ΔC из соотношения:

$$b\varepsilon_0 \frac{x_{II} - x_0}{A + B} = \Delta C, \quad (18)$$

где x_{II} – координата порога срабатывания при отсутствии инерционности.

Из (18) следует

$$x_{II} = x_0 + \frac{\Delta C (A + B)}{b\varepsilon_0}. \quad (19)$$

После подстановки (19) в (17) получим:

$$V = \frac{\Delta C (A + B) - b\varepsilon_0 \Delta x_D}{b\varepsilon_0 T \ln \left[1 - \frac{\Delta C (A + B)}{\Delta C (A + B) - b\varepsilon_0 \Delta x_D} \right]}. \quad (20)$$

Формулы (16)-(20) справедливы при $x_0 < x < x_0 + b$. Формула (17) связывает предельную скорость сканирования, допустимую динамическую погрешность и все главные конструкционные параметры датчика. По заданной погрешности Δx и постоянной времени T можно найти предельную скорость сканирования при известных конструкционных параметрах.

Для выявления основных способов повышения точности и стабильности рассмотрим сводную табл. 1 абсолютных значений различных видов погрешностей.

Таблица 1. Сводная таблица погрешностей

№	Причина погрешности	Обозначение	Предельные значения	Примечание
1	Порог обнаружения	Δ_C	1,0-4,0 мм	при $b = 0,1$ м
2	Датчик воздушного зазора	Δ_B	0,2-0,8 мм	Датчик зазора с погрешностью $\pm 0,1$ мм
3	Температура	Δ_θ	0-0,7 мм	В диапазоне температур $\theta = 10-40$ °С
4	Скорость сканирования (динамика)	Δ_D	1,0-5,0 мм	В диапазоне скоростей $V = 0,05-0,2$ м/с

Суммарная погрешность всей системы определится по формуле

$$\Delta_\Sigma = \sqrt{\Delta_C^2 + \Delta_B^2 + \Delta_\theta^2 + \Delta_D^2}. \quad (21)$$

Расчёт показал, что значение погрешности колеблется в промежутке от 1,48 мм до 6,5 мм. Полученные числовые значения погрешностей являются предельными, так как определены для самых неблагоприятных случаев, когда все виды погрешностей имеют один знак и имеют максимальные значения.

Все составляющие погрешностей соизмеримы. Наибольший вес имеют динамическая погрешность Δ_d и погрешность, вызванная порогом срабатывания Δ_c , величина которого не может быть маленькой, так как она должна предусматривать возможность игнорирования малых дефектов. Погрешность Δ_c носит систематический характер и может быть скомпенсирована конструкционным методом путём смещения форсунки относительно ёмкостного датчика против направления движения на величину, определяемую (13). Во избежание удваивания погрешности при проходе датчика в обратном направлении необходимо размещать на подвижной платформе две форсунки, симметрично смещённые от границ ёмкостного датчика.

Поскольку компенсация динамической погрешности не может быть проведена конструкционным или алгоритмическим путём, необходимо находить компромисс между производительностью установки и погрешностью фиксации координаты дефекта. Выбор между скоростью сканирования и допустимой погрешностью определяется согласно (20).

Выводы

Из проведённого метрологического анализа устройства неразрушающего контроля токопроводящих покрытий топливных баков летательных аппаратов можно сделать вывод, что суммарная погрешность состоит из методической и динамической погрешностей.

Методическая погрешность локализации дефектов складывается из погрешности, вызванной порогом обнаружения, заданным максимальным размером игнорируемого дефекта, датчиком воздушного зазора и изменением температуры.

Динамическая погрешность зависит от конструктивных параметров устройства и определяется скоростью сканирования и инерционностью датчиков и схем обработки сигналов. Скорость сканирования выбирается на основе компромисса между производительностью установки и допустимой погрешностью локализации дефекта.

Метрологический анализ показал возможность создания устройства, позволяющего фиксировать границы дефекта с погрешностью, не превышающей $\Delta_{\Sigma} = 6,5$ мм, что при средней длине топливного бака в 10 м составляет 0,65 %.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России. В статью включены результаты, полученные в рамках реализации государственного задания (номер проекта 8.2297.2017/4.6)

Библиографический список

1. Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Ракеты-носители. Проекты и реальность: справочное пособие в 2 кн. Кн. 1. Ракеты-носители России и Украины. Омск: Омский государственный технический университет, 2011. 380 с.
2. ГОСТ 19005-81 Средства обеспечения защиты изделий ракетной и ракетно-космической техники от статического электричества. Общие требования к металлизации и заземлению. М.: Издательство стандартов, 1981. 38 с.
3. Овчаренко А.Г., Раско С.Л. Электростатическая безопасность пожаро- и взрывоопасных производств. Бийск: Алтайский государственный технический университет, 2006. 155 с.
4. Скворцов Б.В., Самсонов А.С., Блинов Д.И., Ильмурина С.Ф., Самсонов С.А. Проблемы дефектоскопического контроля токопроводящего покрытия топливных баков летательных аппаратов // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 1. С. 114-118.

5. Федосенко Ю.К., Герасимов В.Г., Покровский А.Д., Останин Ю.Я. Неразрушающий контроль. Справочник Т. 2. Кн. 2. Вихретоковый контроль. М.: Машиностроение, 2006. 688 с.
6. Скворцов Б.В., Самсонов А.С., Блинов Д.И. Устройство контроля целостности токопроводящего покрытия на диэлектрическом материале: патент РФ № 159780; опубл. 20.02.2016; бюл. № 5.
7. Нефёдов В.И. Метрология и радиоизмерения. М.: Высшая школа, 2006. 526 с.
8. Кучинский Г.С., Назаров Н.И. Силовые электрические конденсаторы. М.: Энергоатомиздат, 1992. 320 с.
9. Фролов А.Д. Теоретические основы конструирования и надёжности радиоэлектронной аппаратуры. М.: Высшая школа, 1970. 485 с.

METROLOGICAL ANALYSIS OF A DEVICE ROF NONDESTRUCTIVE CONTROL OF FLIGHT VEHICLE FUEL TANK CURRENT CONDUCTIVE COATINGS

© 2017

- A. S. Samsonov** Doctor of Science (Engineering), leading design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Center Progress, Samara, Russian Federation;
mail@samspace.ru
- D. I. Blinov** Doctor of Science (Engineering), design engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Center Progress, Samara, Russian Federation;
mail@samspace.ru
- B. V. Skvortsov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Electrical Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
aps@ssau.ru
- D. M. Zhivonosnovskaya** postgraduate student, Department of Electrical Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
aps@ssau.ru

The article discusses and theoretically justifies a method and a device for non-destructive testing of conductive coatings of aircraft fuel tanks. The authors present a patented solution and display the essence of the measuring procedure that consists in scanning the surface by an electrode forming a capacitor with the test material. A mathematical model describes the process of detecting a closed defect with different sizes of the scanning electrode. The article contains metrological analysis of the developed device, considering the basic and additional errors that affect the results of the measurement procedure. By basic errors, in this paper, we mean the error in determining the coordinate of the defect and the systematic additive (methodological) error; by additional errors we understand thermal and dynamic ones. Among all types of errors that arise in the process of flaw detection, the most significant ones are identified. Also, methods for compensating various types of errors by constructive or algorithmic methods are proposed. Numerical analysis of the errors considered in the article is carried out. The analysis proves the possibility of defect localization with an error ≤ 6.5 mm. A summary table of the main types of errors is compiled.

Aircraft; fuel tank; conductive coating; defects; control; capacitance method; sensor design.

Citation: Samsonov A.S., Blinov D.I., Skvortsov B.V., Zhivonosnovskaya D.M. Metrological analysis of a device rof nondestructive control of flight vehicle fuel tank current conductive coatings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 197-208. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-197-208

References

1. Blinov V.N., Ivanov N.N., Sechenov Yu.N., Shalay V.V. *Rakety-nositeli. Proekty i real'nost': spravochnoe posobie v 2 kn. Kn. 1. Rakety-nositeli Rossii i Ukrainy* [Carrier rockets. Projects and reality: reference book in 2 books, book 1: Carrier rockets of Russia and Ukraine]. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2011. 380 p.
2. GOST 19005-81. The means of the provision of the rocket and rocket-space technology items protection from the static electricity. General requirements for the metallization and earthing. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 38 p. (In Russ.)
3. Ovcharenko A.G., Rasko S.L. *Elektrostaticheskaya bezopasnost' pozharo- i vzryvoopasnykh proizvodstv* [Electrostatic safety of fire- and explosion-hazardous manufactures]. Biysk: Altai State Technical University Publ., 2006. 156 p.
4. Skvortsov B.V., Samsonov A.S., Blinov D.I., Ilmurzina S.F., Samsonov S.A. The problems of flaw detection control of conductive coating of the fuel tanks of aircraft. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 1. P. 114-118. (In Russ.)
5. Fedosenko Yu.K., Gerasimov V.G., Pokrovskiy A.D., Ostanin Yu.Ya. *Nerazrushayushchiy kontrol'. Spravochnik T. 2. Kn. 2. Vikhretokovyy kontrol'* [Non-destructive testing. Reference book. Volume 1. Book 2. Eddy current control]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2006. 688 p.
6. Skvortsov B.V., Samsonov A.S., Blinov D.I. *Ustroystvo kontrolya tselostnosti tokoprovodyashchego pokrytiya na dielektricheskom materiale* [Device for controlling the integrity of a conductive coating on a dielectric material]. Patent RF, no. 159780, 2016. (Publ. 20.02.2016, bull. no. 5).
7. Nefedov V.I. *Metrologiya i radioizmereniya* [Metrology and radio measurements]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2006. 526 p.
8. Kuchinskiy G.S., Nazarov N.I. *Silovye elektricheskie kondensatory* [Power electric capacitors]. Moscow: Energoatomizdat Publ., 1992. 320 p.
9. Frolov A.D. *Teoreticheskie osnovy konstruirovaniya i nadezhnosti radioelektronnoy apparatury* [Theoretical basics of radio electronic equipment designing and reliability: Book for high schools (radio engineering specialty)]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1970. 485 p.