

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ИЗУЧЕНИЮ КОНВЕКТИВНЫХ ТЕЧЕНИЙ С АППАРАТУРОЙ «ДАКОН-П» НА ТРАНСПОРТНОМ ГРУЗОВОМ КОРАБЛЕ «ПРОГРЕСС» <i>Д. М. Аюкаева, И. А. Бабушкин, М. Ю. Беляев, Е. А. Зильберман, Т. В. Матвеева, А. С. Сидоров</i>	7
АНАЛИЗ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИЙ НАБОРА ВЫСОТЫ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ <i>В. Л. Балакин, М. М. Крикунов</i>	18
ИМИТАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С УЧЁТОМ ХАРАКТЕРНЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ <i>А. М. Гареев, И. А. Попельнюк, Д. М. Стадник</i>	30
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛАХ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ <i>А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, А. В. Соловьёва</i>	42
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ СМАЗКИ И ОХЛАЖДЕНИЯ РОТОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНО-ТОПЛИВНОЙ СМЕСЬЮ <i>В. Н. Климов, Д. Я. Дудьев, В. Я. Сигаило, Н. И. Климов, Ю. К. Машков</i>	55
ВЛИЯНИЕ ТОЧНОСТИ ГЕОМЕТРИИ ОБРАЗЦОВ РЕЗОНАНСНЫХ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ НА ИХ АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ <i>О. Ю. Кустов, И. В. Храмцов, Р. В. Бульбович</i>	67
РАЗРАБОТКА КОМПОНЕНТНОГО СОСТАВА СУРРОГАТА АВИАЦИОННОГО КЕРОСИНА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>С. Г. Матвеев</i>	78
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВЗАИМНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ГРУППЕ <i>А. В. Небылов, В. В. Перлюк, Т. С. Леонтьева</i>	88
ГРУППИРОВКА МАЛЫХ СПУТНИКОВ «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ДЛЯ МОНИТОРИНГА ТЕХНОГЕННЫХ И ПРИРОДНЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ <i>В. А. Садовничий, М. И. Панасюк, В. М. Липунов, А. А. Белов, В. В. Богомоллов, Г. К. Гарипов, Е. С. Горбовской, А. Ф. Июдин, В. В. Калегаяев, П. А. Климов, В. Г. Корнилов, С. К. Мить, В. И. Оседло, В. Л. Петров, М. В. Подзолко, Е. П. Попова, И. А. Рубинштейн, С. И. Свертилов, В. И. Тулунов, А. С. Чепурнов, И. В. Яшин</i>	94

ВЛИЯНИЕ НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ НА ВЫНОСЛИВОСТЬ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>М. Б. Сазонов, Л. В. Соловацкая</i>	109
РАЗРАБОТКА ГЕНЕРАТОРА АКТИВНОГО ГАЗА ГАЗОЭЖЕКТОРНОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО ОГНЕВОГО СТЕНДА <i>В. Л. Салич</i>	118
РОССИЙСКО-АЗЕРБАЙДЖАНСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ МАЛОГО СПУТНИКА ДЛЯ НАУЧНЫХ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ <i>А. С. Самедов, М. И. Панасюк, П. Ш. Абдуллаев, В. В. Богомолов, Р. А. Гасанов, Р. А. Ибрагимов, А. Ф. Июдин, Т. Г. Маммадзада, А. А. Мусаев, В. И. Оседло, В. Л. Петров, М. В. Подзолко, Е. П. Попова, Р. Рустамов, С. И. Свертилов, Х. Сейидов, И. В. Яшин</i>	128
ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕТОДОМ ПРИНЦИПА МАКСИМУМА ПОНТРЯГИНА <i>А. А. Храмов</i>	140
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОЙ ПЛАЗМЫ РАДИОФИЗИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ <i>Д. В. Чугунин, А. А. Чернышов, М. М. Могилевский, И. Л. Моисеенко, А. А. Петрукович</i>	154
МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ	
ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТРОЙСТВА ГАЗОВОЙ ШТАМПОВКИ С ПОРШНЕВЫМ МУЛЬТИПЛИКАТОРОМ ДАВЛЕНИЯ <i>А. Ю. Боташев, Р. А. Байрамуков</i>	163
ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ В КОНСТРУКЦИИ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ <i>Ю. С. Елисеев, Д. Г. Федорченко, С. П. Голанов, Ю. И. Цыбизов, Д. Д. Тюлькин, И. Е. Воротынцева, А. В. Ивченко</i>	174
ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ РАБОЧЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ПОДШИПНИКОВ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ <i>А. А. Мельников, М. О. Дмитриева</i>	184

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

CONVECTIVE CURRENT EXPERIMENTS USING DAKON-P EQUIPMENT ONBOARD “PROGRESS” CARGO SPACECRAFT <i>D. M. Ayukaeva, I. A. Babushkin, M. Yu. Belyaev, Ye. A. Zilberman, T. V. Matveeva, A. S. Sidorov</i>	7
ANALYSIS OF CONTROL PROGRAMS AND CLIMB PATHS OF THE HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM <i>V. L. Balakin, M. M. Krikunov</i>	18
IMITATION MODELS OF AIRCRAFT HYDRAULIC UNITS WITH ACCOUNT FOR TYPICAL FAULTS <i>A. M. Gareyev, I. A. Popelnyuk, D. M. Stadnik</i>	30
GAS DYNAMIC CALCULATION OF DETONATION IN VARIABLE CROSS-SECTION DUCTS <i>A. V. Grigoriev, O. A. Rudakov, A. V. Solovieva</i>	42
RESEARCH OF THE OPERABILITY OF AN AIR-FUEL LUBRICATION AND COOLING SYSTEM OF GAS TURBINE ENGINE ROTOR BEARINGS <i>V. N. Klimov, D. Ya. Dud’ev, V. Ya. Sigaylo, N. I. Klimov, Yu. K. Mashkov</i>	55
INFLUENCE OF THE GEOMETRY FIDELITY OF RESONANT SOUND-ABSORBING LINER SAMPLES ON THEIR ACOUSTIC CHARACTERISTICS <i>O. Yu. Kustov, I. V. Khramtsov, R. V. Bulbovich</i>	67
DEVELOPMENT OF BLEND COMPOSITION OF AVIATION KEROSENE SURROGATE FOR THE SIMULATION OF WORKFLOW OF GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER <i>S. G. Matveev</i>	78
INVESTIGATION OF THE TECHNOLOGY OF MUTUAL NAVIGATION AND ORIENTATION OF SMALL SPACE VEHICLES FLYING IN FORMATION <i>A. V. Nebylov, V. V. Perliouk, T. S. Leontieva</i>	88
MULTI-SATELLITE UNIVERSAT-SOCRAT MISSION FOR MONITORING TECHNOGENIC AND NATURAL HAZARDS <i>V. A. Sadovnichiy, M. I. Panasyuk, V. M. Lipunov, A. A. Belov, V. V. Bogomolov, G. K. Garipov, E. S. Gorbovskoi, A. F. Iyudin, V. V. Kalegaev, P. A. Klimov, V. G. Kornilov, S. K. Mit, V. I. Osedlo, V. L. Petrov, M. V. Podzolko, E. P. Popova, I. A. Rubinshtein, S. I. Svertilov, V. I. Tulupov, A. S. Chepurnov, I. V. Yashin</i>	94

INFLUENCE OF THE STRESSED STATE OF THE SURFACE LAYER ON THE ENDURANCE OF GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR BLADES <i>M. B. Sazonov, L. V. Solovatskaya</i>	109
DEVELOPMENT OF THE ACTIVE GAS GENERATOR FOR HIGH ALTITUDE FIRING TEST BENCHES <i>V. L. Salich</i>	118
RUSSIAN-AZERBAIJANI SPACE PROJECT OF A SMALL SATELLITE FOR SCIENCE AND TECHNOLOGY EXPERIMENTS <i>A. S. Samedov, M. I. Panasyuk, P. Sh. Abdulaev, V. V. Bogomolov, R. A. Gasanov, R. A. Ibragimov, A. F. Iyudin, T. G. Mammadzada, A. A. Musaev, V. I. Osedlo, V. L. Petrov, M. V. Podzolko, E. P. Popova, R. Rustamov, S. I. Svertilov, H. Seiidov, I. V. Yashin</i>	128
OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE COMBINED ORBITAL PLANE CHANGE MANEUVER ON THE BASIS OF PONTRYAGIN'S MAXIMUM PRINCIPLE <i>A. A. Khramov</i>	140
USE OF ULTRA-SMALL SPACE VEHICLES FOR STUDYING NEAR-EARTH PLASMA BY RADIOPHYSICAL METHODS <i>D. V. Chugunin, A. A. Chernyshov, M. M. Mogilevsky, I. L. Moiseenko, A. A. Petrukovich</i>	154

MECHANICAL ENGINEERING

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF A GAS STAMPING DEVICE WITH A PISTON PRESSURE MULTIPLIER <i>A. Yu. Botashev, R. A. Bayramukov</i>	163
APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGY OF SELECTIVE LASER MELTING (SLM) IN DESIGNING A LOW EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF A GAS TURBINE PLANT <i>Yu. S. Yeliseev, D. G. Fedorchenko, S. P. Golanov, Yu. I. Tsibisov, D. D. Tyulkin, I. E. Vorotyntsev, A. V. Ivchenko</i>	174
MECHANISM OF FAILURE OF WORKING FACES OF BIG BEARINGS IN THE PROCESS OF OPERATION <i>A. A. Melnikov, M. O. Dmitrieva</i>	184

ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ИЗУЧЕНИЮ КОНВЕКТИВНЫХ ТЕЧЕНИЙ С АППАРАТУРОЙ «ДАКОН-П» НА ТРАНСПОРТНОМ ГРУЗОВОМ КОРАБЛЕ «ПРОГРЕСС»

© 2019

- Д. М. Аюкаева** инженер;
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С.П. Королёва, г. Королёв;
diana.ayukaeva@rsce.ru
- И. А. Бабушкин** кандидат физико-математических наук, заведующий кафедрой
общей физики;
Пермский государственный национальный исследовательский
университет;
info@psu.ru
- М. Ю. Беляев** доктор технических наук, профессор, заместитель руководителя
научно-технического центра, начальник отдела;
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С.П. Королёва, г. Королёв;
mikhail.belyaev@rsce.ru
- Е. А. Зильберман** заведующий лабораторией;
Пермский государственный национальный исследовательский
университет;
zilberman_e@mail.ru
- Т. В. Матвеева** заместитель начальника отдела – начальник сектора;
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С.П. Королёва, г. Королёв;
tatiana.matveeva@sfoc.ru
- А. С. Сидоров** заведующий лабораторией;
Пермский государственный национальный исследовательский
университет;
info@psu.ru

Для проведения экспериментов по изучению конвекции в условиях микрогравитации предлагается использовать транспортный грузовой корабль (ТГК) «Прогресс». Это обуславливается тем, что микрогравитационная обстановка на борту российского сегмента (РС) международной космической станции (МКС) не является благоприятной, так как центр масс МКС находится на американском сегменте, а многие бортовые системы, создающие микроперегрузки, размещены на РС. На ТГК отсутствует экипаж и бортовые системы жизнеобеспечения, микроперегрузки на нём значительно ниже, чем на РС МКС. Особенно благоприятными для выполнения космического эксперимента в области микрогравитации являются пассивные режимы ориентации ТГК. В ходе проведения ряда экспериментов на ТГК по выявлению минимального уровня остаточных микроускорений выяснилось, что наиболее подходящим для этого режимом является режим гравитационной ориентации. Планируется провести эксперимент по изучению конвективных течений со специально разрабатываемой для этих целей научной аппаратурой «Дакон-П» на ТГК «Прогресс» в его автономном полёте в режиме гравитационной ориентации.

Конвекция; микроускорения; транспортный грузовой корабль «Прогресс»; методы управления.

Цитирование: Аюкаева Д.М., Бабушкин И.А., Беляев М.Ю., Зильберман Е.А., Матвеева Т.В., Сидоров А.С. Эксперименты по изучению конвективных течений с аппаратурой «Дакон-П» на транспортном грузовом корабле «Прогресс» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-7-17

Введение

Первые систематические исследования конвекции в микрогравитационном поле были выполнены на орбитальной станции «Мир» в 1998 – 2000 гг. с прибором «Дакон» [1]. Прибор представлял собой конвективную камеру (датчик течений) и блок управления и сбора информации, подключённый к портативному персональному компьютеру. Основной идеей конвективного датчика является метод слабых конвективных течений, возникающих в результате действия различных составляющих микроускорения на жидкость. После анализа результатов космических экспериментов (КЭ), выполненных с датчиком «Дакон», был сделан вывод о недостаточной его чувствительности.

Для реализации программы исследований на МКС прибор «Дакон» был модернизирован и получил название научной аппаратуры (НА) «Дакон-М». Она применялась в рамках технического эксперимента «Изгиб» на МКС с 2008 г. [2]. Модернизация датчика заключалась в использовании конвективной камеры большего размера и применении в качестве рабочего тела углекислого газа давлением 2 атм вместо воздуха давлением 1 атм. За счёт этого чувствительность выросла примерно на два порядка.

Научная аппаратура «Дакон-М» представляет собой полость в форме цилиндра, заполненную углекислым газом. Диаметр и высота цилиндра имеют одинаковое значение $L = 10$ см. На противоположных основаниях цилиндра поддерживается фиксированная разность температур $\Delta T = (5 \div 65)^\circ\text{C}$. Внутри полости установлены две дифференциальные термодпары для измерения разностей температур в двух парах фиксированных точек. Эти разности температур – измерения датчика. Они выдаются в цифровом виде с шагом 1 с.

Проведение экспериментов с датчиками конвекции позволило сделать выводы, что в ходе исследований была надёжно зафиксирована конвекция под влиянием микроускорений, а также были зафиксированы конвективные всплески. Конвективные всплески объясняются тем, что в различных точках космического аппарата микрогравитационная обстановка различна.

Силы, вызывающие микроускорения, не только сложны по своему составу, но имеют и сложный временной характер. Суммарный вектор остаточных ускорений может испытывать колебания как по модулю, так и по направлению. Характер этих колебаний связан со многими факторами, но основным из них является динамика полёта КА.

В настоящее время реализуется программа выполнения экспериментов с датчиком «Дакон-П» на ТГК «Прогресс» в их автономном полёте. Проведение экспериментов на ТГК привлекает возможностью создания разнообразной микрогравитационной обстановки [3]. На борту российского сегмента МКС подходящие условия для подобных экспериментов возникают нечасто. Следует отметить, что микрогравитационная обстановка на российском сегменте нестабильна из-за работы бортового оборудования, деятельности экипажа, стыковок/расстыковок кораблей и т.д.

Использование ТГК для проведения экспериментов в области микрогравитации

В отличие от российского сегмента МКС, где остаточные микроускорения достаточно велики, на ТГК «Прогресс» возможны такие режимы полёта, при которых используется минимальное количество оборудования, создающего микроперегрузки [4]. На ТГК отсутствует экипаж, с которым также связаны определённые микроперегрузки.

Главной особенностью и основным преимуществом использования ТГК «Прогресс» в качестве платформы для реализации научных экспериментов является тот факт, что с их помощью можно создать минимальные или заданные (калиброванные)

значения микроускорений [5]. Минимальный уровень микроускорений обеспечивается при использовании гравитационной ориентации ТГК и специальных способов управления ТГК.

На ТГК «Прогресс» используется штатный режим закрутки корабля вокруг оси, перпендикулярной к плоскости солнечных батарей (СБ) и направленной на Солнце. С помощью измерений угловой скорости вращения ТГК и величины тока, получаемого от СБ, оказывается возможным определить угловое движение ТГК в режиме закрутки и уточнить тензор инерции корабля, в том числе углы, определяющие рассогласование строительных осей ТГК и главных центральных осей инерции корабля. Опыт обработки измерений в режимах закрутки ТГК показывает, что движение корабля должно быть при этом близким к невозмущённому, иначе возникают серьёзные вычислительные проблемы, что неприемлемо при оперативном управлении полётом. Факторы, способствующие возмущению углового движения ТГК, связаны с действующими гравитационными и аэродинамическими моментами. Выбирая угловую скорость закрутки ТГК, длительность интервала обработки измерений и учитывая взаимное положение оси закрутки и плоскости орбиты корабля, можно получить движение ТГК, близкое к невозмущённому. Движение ТГК, близкое к невозмущённому, обеспечивается, например, выбором угловой скорости вращения ТГК и интервала обработки.

Тензор инерции ТГК в этом случае по измеренным параметрам определяют минимизацией функционала

$$\Phi_{\Omega} = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^3 \left[\Omega_i^{(n)} - \Omega_i(t_n) \right]^2$$

на решениях системы уравнений (системы уравнений Эйлера, записанных в безразмерном виде):

$$\dot{\omega}_1 = \mu \omega_2 \omega_3, \quad \dot{\omega}_2 = \frac{\mu' - \mu}{1 - \mu\mu'} \cdot \omega_3 \omega_1, \quad \dot{\omega}_3 = -\mu' \omega_1 \omega_2,$$

где $\mu = \frac{I_2 - I_3}{I_1}$, $\mu' = \frac{I_2 - I_1}{I_3}$, $\Omega_i = \sum_{k=1}^3 \epsilon_{ik} \omega_k$ ($i = 1, 2, 3$),

$\omega_1, \omega_2, \omega_3$ – компоненты угловой скорости на главные центральные оси инерции; I_1, I_2, I_3 – моменты инерции космического аппарата (КА); ϵ_{ik} – элементы матрицы перехода между системами координат, образованными строительными осями и главными центральными осями инерции КА; $\Omega_i^{(n)}$ – приближённые измеренные значения компонентов угловой скорости в строительной системе координат.

Минимизация Φ_{Ω} является первым этапом определения искоемых величин и осуществляется методом Гаусса-Ньютона. Φ_{Ω} рассматривается как функция набора из восьми параметров $\omega_{i_o} = \omega_i(t_o)$ ($i = 1, 2, 3$), $\mu, \mu', \gamma, \alpha, \beta$. Углы γ, α, β задают положение строительной системы координат относительно системы координат, образованной главными центральными осями инерции КА.

Как показывает опыт обработки информации, искоемые параметры практически всегда могут быть определены при минимизации функционала Φ_{Ω} .

На втором этапе для повышения надёжности определения параметров тензора инерции ТГК минимизируется функционал, составленный аналогично по измеренным направлениям на Солнце.

Определив истинное положение главных центральных осей инерции ТГК, можно осуществлять управление с учётом их положения относительно строительных осей КА.

Для обеспечения устойчивой одноосной гравитационной ориентации и прихода электроэнергии от СБ при нахождении Солнца вблизи плоскости орбиты была предложена технология выполнения закрутки ТГК вокруг продольной оси Ox в определённый момент времени и с определённой скоростью. Закрутка ТГК выполняется при выходе корабля из тени Земли в направлении, соответствующем уменьшению угла между направлением перпендикуляра к активной поверхности СБ и направлением на Солнце. В этом случае панели СБ, расположенные по осям, соответствующим среднему моменту инерции ТГК и лежащие в плоскости орбиты, начинают освещаться солнечным светом. Угловая скорость закрутки принимается равной $360^\circ/T$, где T – период обращения ТГК по орбите. Это обеспечивает приход электрической энергии от СБ ТГК практически на всём освещённом Солнцем участке орбиты. При этом сохраняется одноосная гравитационная ориентация ТГК и обеспечивается необходимая для получения электроэнергии освещённость СБ. При выполнении КЭ с НА «Дакон-П» на ТГК «Прогресс» планируется дополнительно установка измерителя микроускорений КАП и феррозондового магнитометра.

Продолжительность автономного полёта ТГК около 30 суток. Эксперименты начинаются после расстыковки ТГК с МКС и формирования орбиты для проведения КЭ при помощи коррекции орбиты ТГК. Выбор орбиты определяется требованиями обеспечения безопасности МКС и распределения средств управления наземного контура между ТГК и МКС. Для подзаряда аккумуляторных батарей ТГК реализуется режим солнечной ориентации и закрутки на Солнце (СОЗ). Номинальная угловая скорость закрутки в режиме СОЗ составляет 2,2 град/с. Эксперименты, требующие минимального уровня микрогравитации, проводятся в режиме гравитационной ориентации. Для обеспечения заданного уровня микроускорений ТГК дополнительно придаётся угловое вращение со скоростью, соответствующей получению требуемых микроускорений. Для возврата НА на борт МКС необходимо выполнить повторную стыковку ТГК с МКС. Длительность повторного сближения и стыковки со станцией составляет около двух суток. Расход топлива составляет 120-180 кг.

Эксперименты по выполнению режимов закрутки и поддержанию гравитационной ориентации проведены на ряде ТГК «Прогресс» и подтвердили эффективность предлагаемых методов [6-8].

Кроме того, важно отметить, что грузовые корабли постоянно используются в программе МКС. Регулярные полёты ТГК к станции позволяют разработать схему плановой реализации экспериментов. Перед расстыковкой со станцией на ТГК «Прогресс» размещается оборудование для проведения экспериментов. После выполнения экспериментов осуществляется повторная стыковка ТГК со станцией и это оборудование возвращается на станцию. ТГК «Прогресс» затем вновь отстыковывается от станции и завершает свой полёт по штатной схеме.

Научная аппаратура «Дакон-П»

Для проведения исследований по изучению конвективных потоков в условиях микрогравитации во время автономного полёта ТГК «Прогресс» готовится НА «Дакон-П».

С помощью НА «Дакон-П» в космическом эксперименте «Изгиб» будут решаться следующие научные задачи:

- получение и измерение устойчивых конвективных потоков в неоднородных по плотности газообразных средах, заключённых в герметичной цилиндрической полости, в условиях микрогравитационной обстановки на борту ТГК «Прогресс»;
- изучение влияния динамических и инерционных воздействий (изменение орбиты КА, закрутка КА) на параметры и развитие конвективных потоков в рабочей полости конвективной камеры НА «Дакон-П»;
- определение критических уровней микроускорений, существенных для формирования конвективных потоков и температурных полей в газовых средах, растворах, расплавах, влияющих на качество материалов, получаемых в условиях микрогравитации;
- разработка рекомендаций и требований к сертификации гравитационно-чувствительных технологических установок, размещаемых на борту ТГК «Прогресс»;
- уточнение математических моделей поведения жидкостных и газовых систем в условиях микрогравитации при активных управляющих воздействиях и наличии фоновых вибраций на борту ТГК «Прогресс».

Исследование конвективного теплопереноса в НА «Дакон-П» проводится по искажению температурного поля в газовой среде цилиндрической рабочей полости с помощью дифференциальных термопар. Градиент температуры задаётся горячим и холодным теплообменниками на торцах полости. В отсутствие внешнего инерционного воздействия изотермические поверхности в жидкости представляют собой плоскости, параллельные теплообменникам (рис. 1). При расположении спаев дифференциальных термопар в данной плоскости значение термо-ЭДС будет равно нулю. При наличии составляющей ускорения, перпендикулярной оси цилиндрической полости, возникает конвективное течение, искривляющее изотермическую поверхность, что приводит к возникновению значения термо-ЭДС, отличного от нулевого.

Технические характеристики НА «Дакон-П» представлены в табл. 1.

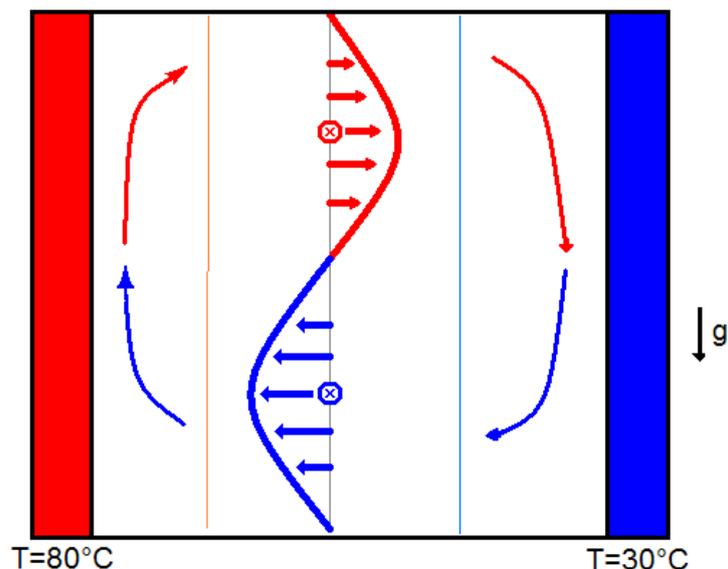


Рис. 1. Изолинии температуры в газе или жидкости в отсутствие и при наличии конвективного течения

Таблица 1. Технические характеристики НА «Дакон-П»

Наименование	Значение
Масса общая, кг, не более	10,12
Габаритные размеры: конвективной камеры с кронштейном, мм; блока управления и сбора данных, мм	212×204×180 320×214×88
Напряжение питания, В	23-39
Мощность потребления НА, Вт, не более: - номинальная (при включённом нагревателе); - пиковая (за время не более 20 мс)	42 400
Давление в рабочей полости конвективной камеры, кПа: в выключенном состоянии (без нагрева); в рабочем состоянии (с учётом нагрева)	400 500
Газовая среда в рабочей полости	углекислый газ
Динамический диапазон измерений, g_0	10^{-5}
Разность температур между теплообменниками конвективной камеры, °С	5 ÷ 65
Диапазон рабочих частот в режиме регистрации квазистатической компоненты микроускорений, Гц	0,01-1,00

НА «Дакон-П» будет установлена на силовой раме ТГК с помощью специальной транспортировочной рамы. Установка НА во время доставки и проведения эксперимента различная, что связано с особенностями конструкции. Поэтому при подготовке к проведению эксперимента будет использован экипаж МКС. Транспортировочная рама с установленной на ней НА «Дакон-П» показана на рис. 2.

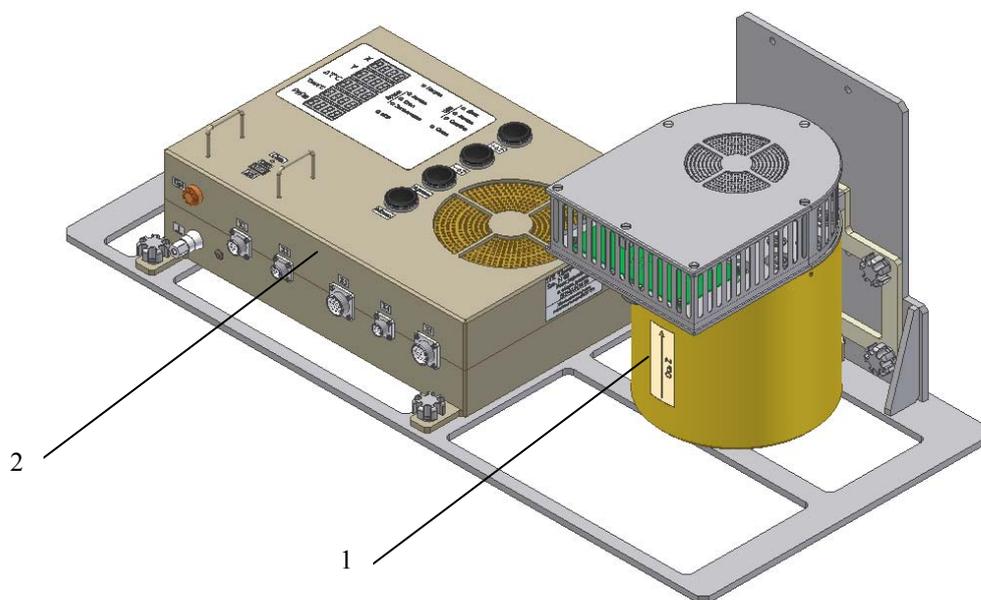


Рис. 2. НА «Дакон-П» на транспортировочной раме на ТГК:
1 – конвективная камера; 2 – блок управления и сбора данных

Принцип работы НА «Дакон-П» основывается на создании температурного градиента между торцами цилиндрической полости и на измерении искажения температурного поля за счёт конвективного движения при наличии перпендикулярной к оси симметрии цилиндра составляющей инерционного или остаточного гравитационного ускорения. С ростом величины массовой силы возрастает и интенсивность конвективного

движения, а следовательно возрастает и искажение температурного поля внутри полости, которое фиксируется батареей дифференциальных термопар. После оцифровки сигнал передаётся в блок управления и сбора данных, записывается на электронный накопитель информации, передаётся в ТМ-систему и бортовую вычислительную систему ТГК «Прогресс».

Конвективная камера и её составные части показаны на рис. 3. Стальной цилиндрический стакан с торца прижат своим фланцем к теплообменнику, который охлаждается за счёт обдува электровентилятором. Для увеличения теплообмена между фланцем рабочей полости и теплообменником холодильника из двенадцати шпилек только шесть являются стальными (марка стали 20), а шесть латунными (с латунными шайбами и гайками). Теплообменник холодильника снабжён радиатором с защитной сеткой с ячейками размером 1×1 мм.

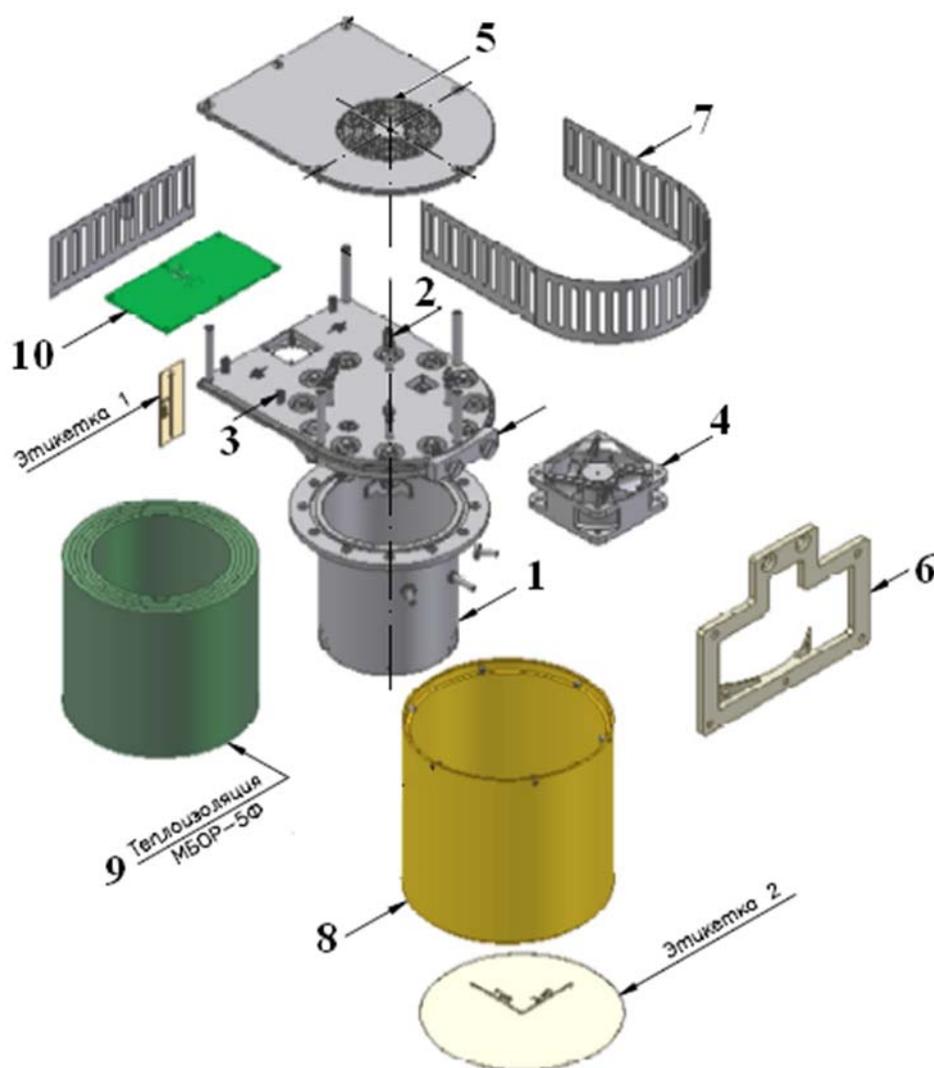


Рис. 3. Составные части конвективной камеры НА «Дакон-П»:

1 – стальной цилиндрический стакан; 2 – стальные шпильки; 3 – дюралюминиевый теплообменник холодильника; 4 – электровентилятор; 5 – защитная сетка (1×1 мм); 6 – крепёжный кронштейн; 7 – обечайка; 8 – капролоновый защитный кожух; 9 – теплоизолятор; 10 – блок измерений конвективной камеры

Принцип работы датчика конвекции

В основе работы датчика конвекции лежит регистрация изменений температуры, возникающих вследствие конвективного движения неоднородно нагретой рабочей среды в замкнутой полости. Регистрация изменений температуры может происходить с помощью сигнальных термопар, а также оптическими методами. Интенсивность конвективного течения определяется безразмерным критерием – числом Релея, которое пропорционально величине микроускорения \mathbf{g} и зависит от геометрических параметров камеры, физических свойств среды и от градиента температуры (для некоторых полостей – от разности температур между горячей и холодной стенками). В газовых средах управлять числом Релея Ra можно также при помощи давления. Для цилиндрической камеры НА «Дакон-П» число Релея связано с давлением газа следующим полуэмпирическим соотношением:

$$Ra = \left(\frac{g_0 \beta}{\nu \chi} \right)_{P_0} h^3 \Delta T \left(\frac{P}{P_0} \right)^2 \frac{g}{g_0},$$

где g_0 – ускорение свободного падения; β, ν, χ – соответственно тепловое расширение, кинематическая вязкость и температуропроводность при давлении P_0 ; h – высота цилиндра; ΔT – перепад температуры между торцами; P – давление газа; P_0 – атмосферное давление 100 кПа; g – ускорение камеры.

Важна также ориентация вектора ускорения \mathbf{g} относительно приложенного градиента температуры $|\mathit{grad} T| = \frac{\Delta T}{h}$. Конвективные датчики «Дакон», «Дакон-М», «Дакон-П» реагируют на проекцию вектора микроускорения на плоскость, параллельную торцам полости (подогрев «сбоку»). Проекция микроускорений на главную ось цилиндра не оказывает существенного влияния на течение до тех пор, пока величина числа Релея не превышает 10^4 .

Для регистрации течения используются две батареи дифференциальных термопар, спаи которых установлены на двух взаимно перпендикулярных диаметральных линиях. При разности температур между спаями термопар T_x и T_y величина $Q = \sqrt{T_x^2 + T_y^2} / \Delta T$ служит мерой интенсивности конвективного течения. В диапазоне чисел Релея от 0 до $\sim 3 \cdot 10^3$ наблюдается линейная связь между числом Релея и интенсивностью течения $Q = \alpha Ra$, где α – безразмерный коэффициент. Линейная связь подтверждается в лабораторных экспериментах и в численном трёхмерном расчёте конвекции. Безразмерный коэффициент α определяется свойствами конвекции при нагреве сбоку и тепловыми условиями на границах конвективной камеры. Если теплопроводность стенок камеры много больше теплопроводности газа, то численный расчёт даёт предельное значение $\alpha = 10 \cdot 10^{-5}$. Экспериментальные реализации датчика конвекции дают более низкие значения этого коэффициента из-за неизбежных погрешностей при изготовлении камеры и термосенсоров. Поэтому можно считать коэффициент α показателем качества конвективной камеры. Чем ближе α к предельному расчётному значению, тем лучше. Так, например, камера «Дакон», которая работала на ОС «Мир» в 1998 г., показала $\alpha = 7,5 \cdot 10^{-5}$.

Таким образом, в линейном диапазоне конвективного датчика показания термопар пропорциональны компонентам микроускорения g_x и g_y вдоль

соответствующих осей камеры: $T_x = \gamma g_x / g_0$ и $T_y = \gamma g_y / g_0$, где γ – коэффициент пропорциональности (чувствительность датчика конвекции). Размерность чувствительности – это градусы температуры, но с учётом того, что принято микроускорения нормировать на g_0 и использовать естественную безразмерную единицу $1 \mu g = 10^{-6} g / g_0$, удобно говорить о чувствительности в единицах $^{\circ}C / \mu g$. Чувствительность следующим образом зависит от параметров камеры, показателя её качества α и свойств газа:

$$\gamma = \alpha \left(\frac{g_0 \beta}{\nu \chi} \right)_{P_0} h^3 \Delta T^2 \left(\frac{P}{P_0} \right)^2.$$

В табл. 2 представлены значения чувствительности НА «Дакон-П» и её прототипов (для сравнения характеристик НА «Дакон-М» и НА «Дакон-П» перепад температур между теплообменниками выбирался одинаковым – $65^{\circ}C$)

Таблица 2. Чувствительность НА «Дакон-П» и её прототипов

$\gamma, ^{\circ}C / \mu g$	$h, \text{см}$	Газ	$P, \text{кПа}$	$\Delta T, ^{\circ}C$	Экземпляр
0.0012	4.55	воздух	100	50	НА «Дакон» (ОС «Мир»)
0.064	10.0	CO ₂	200	65	НА «Дакон-М» РС МКС
0.2 – 0.3	10.0	CO ₂	500	65	НА «Дакон-П»

Таким образом, расчётный порог чувствительности НА «Дакон-П» составляет $10^{-7} g$.

Заключение

Для получения и измерения конвективных потоков в неоднородных по плотности газообразных средах, заключённых в герметичную ячейку, в условиях микрогравитационной обстановки на борту ТГК «Прогресс» планируется применять НА «Дакон-П». В автономном полёте ТГК будут реализованы режимы ориентации, обеспечивающие минимальный или заданный уровни микроускорений. Таким образом, будет исследована зависимость процесса конвекции от уровня микроускорений, возникающих в космическом полёте. Информация от НА «Дакон-П» с помощью телеметрической системы ТГК будет оперативно передаваться на Землю и записываться на съёмный носитель. По окончании эксперимента ТГК «Прогресс» будет повторно состыкован со станцией и НА «Дакон-П» возвращена на станцию для выполнения новых серий экспериментов.

Библиографический список

1. Бабушкин И.А., Богатырев Г.П., Глухов А.Ф., Путин Г.Ф., Авдеев С.В., Иванов А.И., Максимова М.М. Изучение тепловой конвекции и низкочастотной микрогравитации на орбитальном комплексе «Мир» при помощи датчика «Дакон» // Космические исследования. 2001. Т. 39, № 2. С. 161-169.
2. Путин Г.Ф., Глухов А.Ф., Бабушкин И.А., Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Иванов А.И., Сазонов В.В. Исследование микроускорений на борту международной космической станции с помощью датчика конвекции «Дакон-М» // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 5. С. 373-379.
3. Беляев М.Ю., Карасёв Д.В., Матвеева Т.В., Рулев Д.Н. Грузовые корабли «Прогресс» в программах орбитальных станций (к 40-летию первого в мире полёта грузового

го корабля к орбитальной станции) // *Космическая техника и технологии*. 2018. № 1 (20). С. 23-39.

4. Matveeva T.V., Belyaev M.Y., Tsvetkov V.V. Challenges and perspectives of transport cargo vehicles utilization for performing research in free flight // *Acta Astronautica*. 2014. V. 94, Iss. 1. P. 139-144. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.08.014

5. Беляев М.Ю., Легостаев В.П., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полёте грузового корабля «Прогресс М-20М» // *Космическая техника и технологии*. 2014. № 3 (6). С. 22-32.

6. Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // *Космические исследования*. 2006. Т. 44, № 1. С. 52-61.

7. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В. Способ управления ориентацией космического аппарата при проведении экспериментов с научной аппаратурой по изучению конвекции: патент РФ № 2581281; опубл. 20.04.2016; бюл. № 11.

8. Матвеева Т.В., Беляев М.Ю. Способ определения тензора инерции космического аппарата в полёте: патент РФ № 2587764; опубл. 20.06.2016; бюл. № 17.

CONVECTIVE CURRENT EXPERIMENTS USING DAKON-P EQUIPMENT ONBOARD “PROGRESS” CARGO SPACECRAFT

© 2019

- D. M. Ayukaeva** Engineer;
S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”,
Korolev, Russian Federation;
diana.ayukaeva@rsce.ru
- I. A. Babushkin** Candidate of Science (Phys. & Math.), Head of Department
of General Physics;
Perm State University, Perm, Russian Federation;
info@psu.ru
- M. Yu. Belyaev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of Research
and Engineering Center, Head of Department;
S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”,
Korolev, Russian Federation;
mikhail.belyaev@rsce.ru
- Ye. A. Zilberman** Chief of Laboratory;
Perm State University, Perm, Russian Federation;
zilberman_e@mail.ru
- T. V. Matveeva** Deputy Head of Department, Head of Sector;
S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”,
Korolev, Russian Federation;
tatiana.matveeva@sfoc.ru
- A. S. Sidorov** Chief of Laboratory;
Perm State University, Perm, Russian Federation;
info@psu.ru

In order to conduct experiments to study convection under microgravity it is proposed to use the “Progress” cargo transportation spacecraft. This is due to the fact that the microgravity environment onboard the Russian Segment (RS) of the ISS is not favorable, since the ISS center of mass is in the US segment, while many onboard systems generating micro-accelerations are installed in the ISS RS. There is no crew and no life support systems onboard the cargo spacecraft and micro-accelerations in it are significantly lower than those in the ISS RS. Passive modes of the cargo spacecraft attitude control are particularly favorable for carrying out microgravity experiments in space. In the course of a series of experiments conducted onboard a cargo spacecraft to find the minimal level of residual micro-

accelerations, the gravity orientation mode turned out to be the most suitable one. It is planned to conduct an experiment to study convective isothermal currents using the Dakon-P scientific gear specifically developed for this purpose onboard “Progress” spacecraft in free flight in the gravity orientation mode.

Convection; micro-acceleration; “Progress” cargo transportation spacecraft; control methods.

Citation: Ayukaeva D.M., Babushkin I.A., Belyaev M.Yu., Zilberman Ye.A., Matveeva T.V., Sidorov A.S. Convective current experiments using Dakon-P equipment onboard “Progress” cargo spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-7-17

References

1. Babushkin I.A., Bogatyrev G.P., Glukhov A.F., Putin G.F., Avdeev S.V., Ivanov A.I., Maksimova M.M. Investigation of thermal convection and low-frequency microgravity by the DACON sensor aboard the Mir orbital complex. *Cosmic Research*. 2001. V. 39, Iss. 2. P. 150-158. DOI: 10.1023/A:1017547111930
2. Putin G.F., Glukhov A.F., Babushkin I.A., Zavalishin D.A., Belyaev M.Y., Ivanov A.I., Sazonov V.V. Study of microaccelerations onboard the International Space Station with the DAKON-M convection sensor. *Cosmic Research*. 2012. V. 50, Iss. 5. P. 346-352. DOI: 10.1134/S001095251205005X
3. Belyaev M.Yu., Karasev D.V., Matveeva T.V., Rulev D.N. Progress cargo vehicles in orbital-station programs (dedicated to the 40th anniversary of the world’s first cargo vehicle space flight to an orbital station). *Space Engineering and Technology*. 2018. No. 1 (20). P. 23-39. (In Russ.)
4. Matveeva T.V., Belyaev M.Y., Tsvetkov V.V. Challenges and perspectives of transport cargo vehicles utilization for performing research in free flight. *Acta Astronautica*. 2014. V. 94, Iss. 1. P. 139-144. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.08.014
5. Belyaev M.Yu., Legostaev V.P., Matveeva T.V., Monakhov M.I., Rulev D.N., Sazonov V.V. Development of methods of conducting microgravity experiments in free flight of progress M-20M logistics vehicle. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 3 (6). P. 22-32. (In Russ.)
6. Bryukhanov N.A., Tsvetkov V.V., Belyaev M.Yu., Babkin E.V., Matveeva T.V., Sazonov V.V. Experimental investigation of the modes of operation of uncontrolled attitude motion of the progress spacecraft. *Cosmic Research*. 2006. V. 44, Iss. 1. P. 48-57. DOI: 10.1134/S0010952506010059
7. Belyaev M.Yu., Matveeva T.V. *Sposob upravleniya orientatsiy kosmicheskogo apparata pri provedenii eksperimentov s nauchnoy apparaturoy po izucheniyu konveksii* [Method for controlling spacecraft attitude during experiments with scientific gear to study convection]. Patent RF, no. 2581281, 2016. (Publ. 20.04.2016, bull. no. 11)
8. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu. *Sposob opredeleniya tenzora inertsii kosmicheskogo apparata v polete* [Method for determining inertia tensor of spacecraft in flight]. Patent RF, no. 2587764, 2016. (Publ. 20.06.2016, bull. no. 17)

АНАЛИЗ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ И ТРАЕКТОРИЙ НАБОРА ВЫСОТЫ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2019

В. Л. Балакин доктор технических наук, профессор, советник при ректорате;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
balakin@ssau.ru

М. М. Крикунов кандидат технических наук, старший научный сотрудник;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва,
krikunov_mm@mail.ru

Проводится анализ программ управления и траекторий движения первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Рассмотрены «традиционный» и «оптимизационный» подходы к определению программ управления и траекторий движения. При «традиционном» подходе задаётся типовой профиль полёта с постоянным максимальным скоростным напором и постоянным максимальным тепловым потоком. При «оптимизационном» подходе методом принципа максимума Понтрягина решается задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости при различных конечных углах наклона траектории. Из полученных оптимальных программ управления и соответствующих им оптимальных траекторий движения отбираются те, для которых выполняются ограничения по максимальному скоростному напору и максимальному тепловому потоку. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения гиперзвукового разгонщика с типовыми и оптимальными программами угла атаки, соответствующими «традиционному» и «оптимизационному» подходам. Получено, что расходы топлива при оптимальном управлении меньше, что объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик гиперзвукового разгонщика за счёт прямого управления углом атаки.

Авиационно-космическая система; первая ступень; набор высоты; разгон; гиперзвуковая скорость; угол атаки; минимум массы топлива; метод принципа максимума; скоростной напор; тепловой поток.

Цитирование: Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий набора высоты гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29

Введение

Одним из возможных применений гиперзвуковых летательных аппаратов является их использование в перспективных авиационно-космических системах (АКС) в качестве первых ступеней – гиперзвуковых разгонщиков (ГР).

Важным участком полёта ГР является набор высоты, с которой стартует вторая ракетная ступень АКС.

В монографии [1] приведены многочисленные результаты, полученные отечественными и зарубежными исследователями.

Некоторые результаты, полученные в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С. П. Королёва (до ноября 2015 г. Самарский государственный аэрокосмический университет) изложены, например в [2;3].

В [1;4;5] задаётся типовой профиль полёта ГР. С целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) предлагается движение ГР по

линии максимального скоростного напора. Это сужает класс траекторий, на котором определяется экстремум критерия эффективности, напрямую связанного с затратами топлива.

Поэтому целесообразно решить задачу о минимуме массы топлива, затрачиваемой ГР на набор высоты, и определить оптимальные программы управления и соответствующие им оптимальные траектории движения.

Целью работы является анализ программ управления и траекторий движения ГР при наборе высоты с достижением гиперзвуковой скорости.

Модель движения

Для анализа программ управления и траекторий движения взят гипотетический гиперзвуковой летательный аппарат, который может быть использован как транспортное средство в качестве гиперзвукового самолёта-разгонщика (в дальнейшем разгонщик) – первой ступени авиационно-космической ступени (АКС).

Рассмотрим модель движения, которая включает в себя уравнения движения, граничные условия движения, управление, ограничения и характеристики ГР.

Уравнения движения ГР в вертикальной плоскости записываются в траекторной системе координат [6].

Начальные и конечные граничные условия движения записываются в виде

$$\begin{aligned} t = t_n : V = M_n a(h_n), \theta = \theta_n, h = h_n, m = m_n; \\ t = t_k : V = M_k a(h_k), \theta = \theta_k, h = h_k. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V – скорость, θ – угол наклона траектории, h – высота, m – масса; $M_n, M_k, \theta_n, \theta_k, h_n, h_k, m_n$ – заданные числа; a – скорость звука.

На рассматриваемом участке набора высоты фиксированы начальная высота, скорость (число Маха M) и угол наклона траектории. Конечные значения скорости и высоты определяются возможностями двигательной установки (ДУ) разгонщика. Для заданных конечных значений высоты и скорости конечный угол наклона траектории разгонщика должен соответствовать старту второй ступени АКС – ракете-носителю с полезной нагрузкой ($\theta_k > 0$).

В качестве функции управления принята программа угла атаки при ограничениях

$$\alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max},$$

где α_{\min} и α_{\max} – соответственно минимальный и максимальный угол атаки.

Массовые, геометрические и аэродинамические характеристики ГР приняты согласно [4;5].

Высотно-скоростные характеристики и секундный расход топлива, полученные на основе информации, содержащейся в [1;4], приняты согласно [3].

Особо отметим имеющиеся ограничения на скоростной напор q и тепловой поток q_T , которые соответственно можно записать в виде

$$q \leq q_{\max},$$

где q_{\max} – максимальное значение скоростного напора;

$$q_T \leq q_{T\max},$$

где $q_{T\max}$ – максимальное значение теплового потока.

Результаты решения задачи оптимизации

За критерий оптимизации принята масса израсходованного топлива, что можно записать как

$$m = m(t_k) - m(t_n), \quad (2)$$

которую необходимо минимизировать.

Требуется определить программу управления углом атаки $\alpha(t)$ для системы уравнений движения с граничными условиями (1), доставляющую минимум функционалу (2).

Для решения задачи оптимального управления применён формализм принципа максимума Понтрягина [6]. В конечном итоге эта задача сводится к четырёх-параметрической краевой задаче нахождения значений сопряжённых переменных в начальный момент времени.

Для различных значений конечного угла наклона траектории полученные в результате решения оптимальной задачи зависимости угла атаки от числа Маха приведены на рис. 1, соответствующие им траектории набора высоты с разгоном (в координатах $h-V$) – на рис. 2.

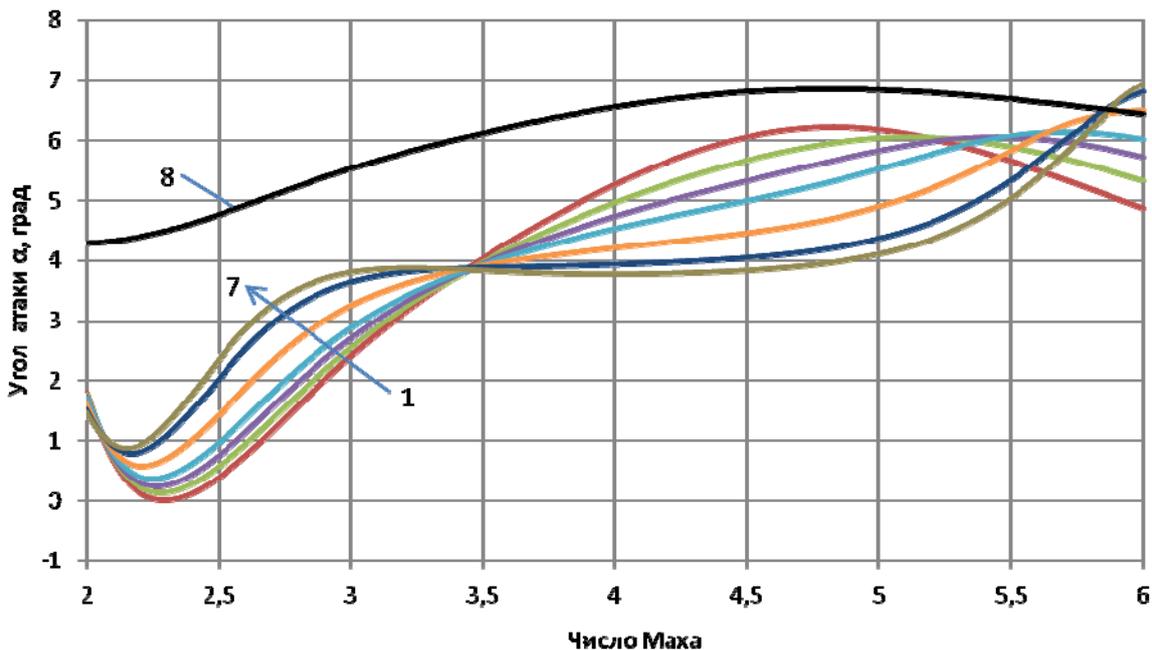


Рис. 1. Изменение угла атаки по числу Маха для различных значений конечного угла наклона траектории:
 1 – $\theta_k = 2^\circ$; 2 – $\theta_k = 4^\circ$; 3 – $\theta_k = 6^\circ$; 4 – $\theta_k = 8^\circ$; 5 – $\theta_k = 12^\circ$; 6 – $\theta_k = 16^\circ$; 7 – $\theta_k = 18^\circ$;
 8 – максимальное аэродинамическое качество

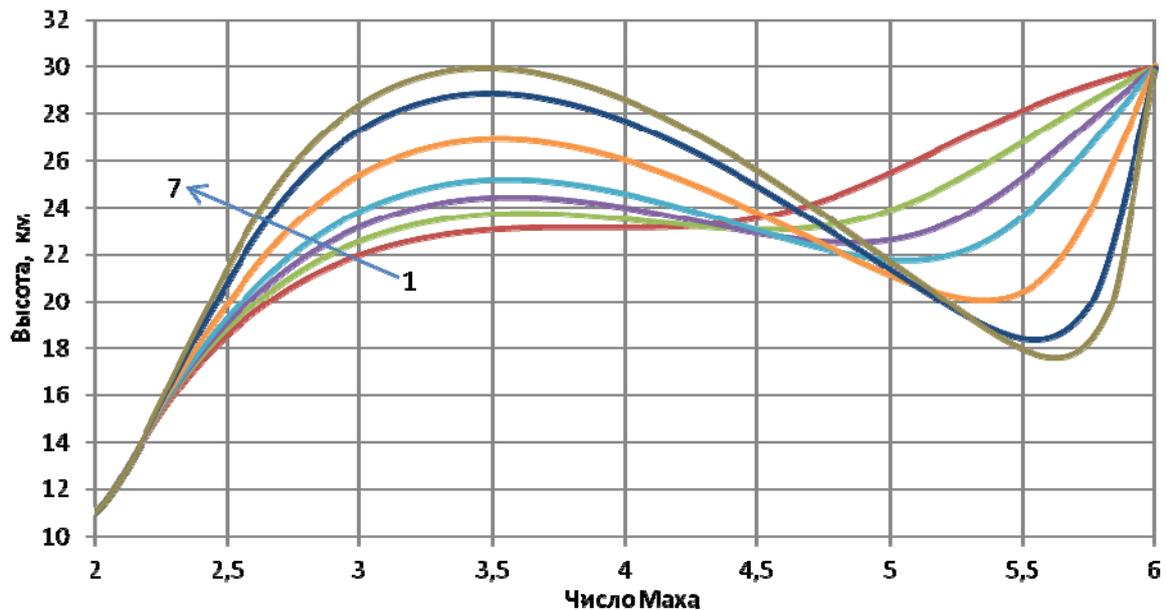


Рис. 2. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном для различных значений конечного угла наклона траектории:

1 – $\theta_K = 2^\circ$; 2 – $\theta_K = 4^\circ$; 3 – $\theta_K = 6^\circ$; 4 – $\theta_K = 8^\circ$; 5 – $\theta_K = 12^\circ$; 6 – $\theta_K = 16^\circ$; 7 – $\theta_K = 18^\circ$

Анализ полученных результатов показывает следующее.

Выделим на рис. 2 две предельные траектории. Первая предельная траектория (1) соответствует малому конечному углу наклона траектории ($\theta_K = 2^\circ$). Вторая предельная траектория (7) соответствует максимальному конечному углу наклона траектории ($\theta_K = 18^\circ$), при котором высота полёта ГР не превышает предельной (30 км) для работы ДУ.

Проанализируем изменение угла атаки для предельной траектории 1 (рис. 1).

Изменение угла атаки для разгонщика, так же как и для гиперзвукового самолёта [7], имеет колебательный характер. Выделим три характерных участка изменения угла атаки. На первом участке (до $M \sim 2,3$) уменьшение угла атаки связано с приоритетом разгона ГР на низких высотах с большим удельным импульсом и с меньшим лобовым сопротивлением. На втором участке (до $M \sim 5,5$) увеличение угла атаки связано с набором высоты и обеспечением рикошетирующего характера траектории. На третьем участке (до $M = 6$) угол атаки несколько снижается для уменьшения лобового сопротивления с целью дальнейшего увеличения скорости. Это объясняется падением удельного импульса на больших высотах полёта ГР и соответствующим снижением тяги ДУ.

С ростом конечного угла наклона траектории характер изменения угла атаки становится другим. Рассмотрим это на примере второй предельной траектории 7 (рис. 1). Выделим три участка. На первом участке, как и для первой предельной траектории 1, угол атаки вначале несколько уменьшается для разгона ГР на низких высотах с большим удельным импульсом и с меньшим лобовым сопротивлением, а затем до $M \sim 3$ увеличивается для набора высоты. Отметим, что на этом участке угол атаки несколько больше, чем для первой предельной траектории, и поэтому ГР набирает большую высоту для дальнейшего «глубокого» рикошета (рис. 2). Затем до $M \sim 5$ угол атаки, в отличие от первой предельной траектории, не увеличивается, а практически не изменяется ($\sim 4^\circ$) и поэтому происходит резкое снижение высоты (с 30 км до 21 км). Далее, в отличие от первой предельной траектории, угол атаки непрерывно существенно увеличи-

вается до $M \sim 5,6$ для прекращения снижения и перехода к набору заданной конечной высоты с незначительным увеличением скорости до $M = 6$.

Для различных значений конечного угла наклона траектории на рис. 3 – 5 приведены соответственно зависимость удельного импульса от числа Маха, изменение относительной тяги от времени, изменение секундного расхода топлива от времени, изменение аэродинамического качества от числа Маха.

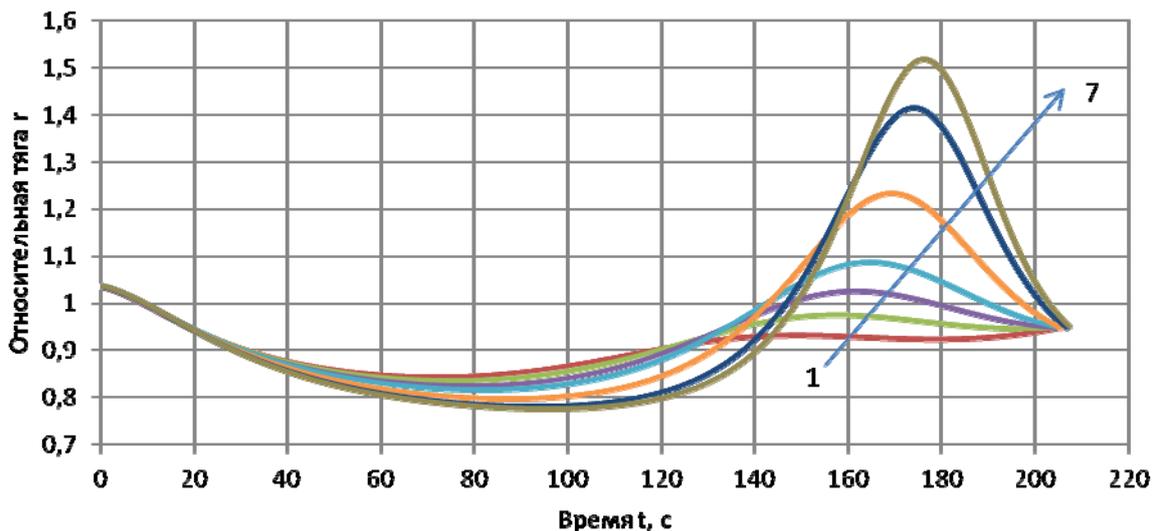


Рис. 3. Изменение относительной тяги от времени для различных значений конечного угла наклона траектории:
 1 – $\theta_k = 2^\circ$; 2 – $\theta_k = 4^\circ$; 3 – $\theta_k = 6^\circ$; 4 – $\theta_k = 8^\circ$; 5 – $\theta_k = 12^\circ$; 6 – $\theta_k = 16^\circ$; 7 – $\theta_k = 18^\circ$

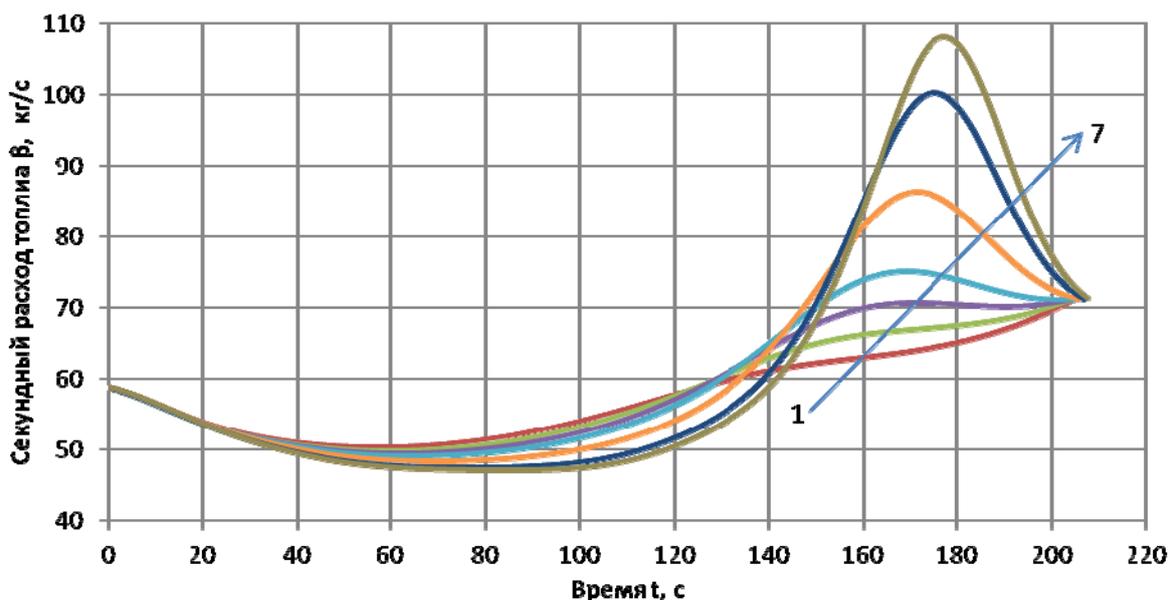


Рис. 4. Изменение секундного расхода топлива от времени:
 1 – $\theta_k = 2^\circ$; 2 – $\theta_k = 4^\circ$; 3 – $\theta_k = 6^\circ$; 4 – $\theta_k = 8^\circ$; 5 – $\theta_k = 12^\circ$; 6 – $\theta_k = 16^\circ$; 7 – $\theta_k = 18^\circ$

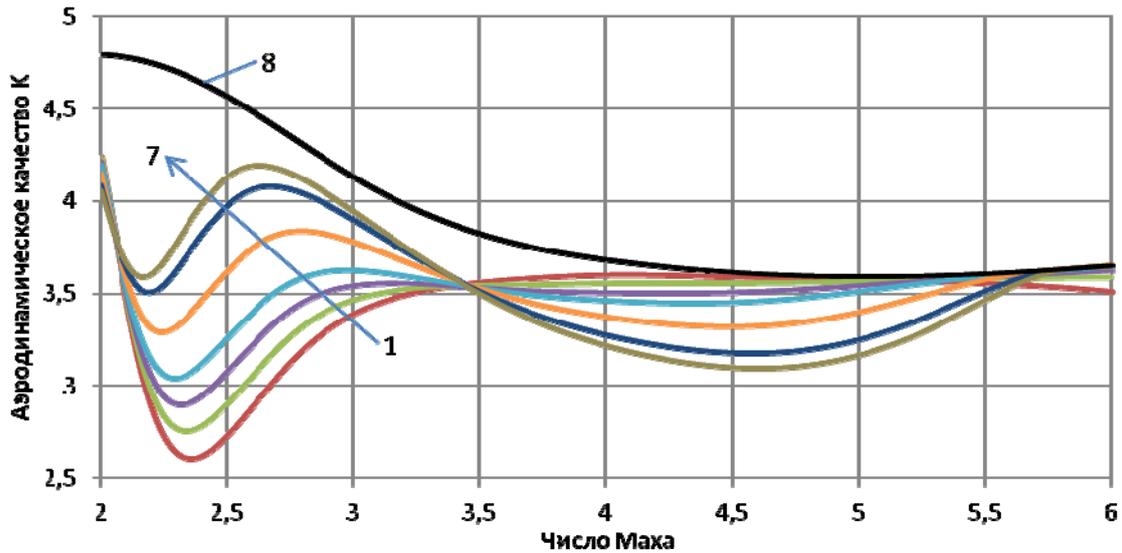


Рис. 5. Изменение аэродинамического качества по числу Маха для различных значений конечного угла наклона траектории:
 1 – $\theta_K = 2^\circ$; 2 – $\theta_K = 4^\circ$; 3 – $\theta_K = 6^\circ$; 4 – $\theta_K = 8^\circ$; 5 – $\theta_K = 12^\circ$; 6 – $\theta_K = 16^\circ$; 7 – $\theta_K = 18^\circ$;
 8 – максимальное аэродинамическое качество

Обсудим выполнение ограничения по тепловому потоку.

Примем за максимальный тепловой поток величину, соответствующую конечным условиям движения разгонщика: скорость 6 М и высота 30 км.

На рис. 6 приведены оптимальные траектории, для которых (как следует из рис. 2) выполняется первое ограничение – ограничение по скоростному напору.

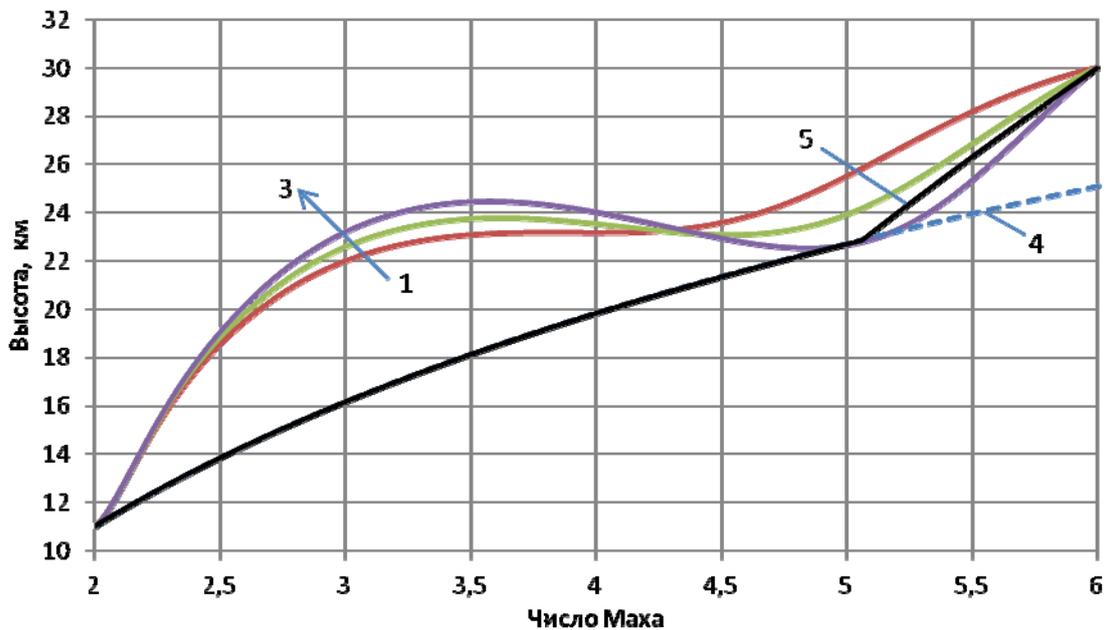


Рис. 6. Оптимальные траектории (1 – $\theta_K = 2^\circ$; 2 – $\theta_K = 4^\circ$; 3 – $\theta_K = 6^\circ$) и ограничения: (4 – скоростной напор; 5 – тепловой поток)

Из рис. 6 следует, что при движении по предельной (с точки зрения выполнения ограничения по скоростному напору) траектории с $\theta_K = 6^\circ$ ограничение по тепловому потоку не выполняется.

Сравнение оптимальной и типовой траекторий

В работе [1] приведена типовая траектория набора высоты гиперзвукового разгонщика. Она соответствует траектории, состоящей из участков 4 и 5 на рис. 6. На большей части типовой траектории (от $M = 2$ до $M \sim 5$) ГР движется с постоянным скоростным напором. Затем разгонщик набирает конечные высоту и скорость, двигаясь по траектории, соответствующей максимальному тепловому потоку.

Проведено моделирование движения разгонщика по вышеописанной типовой траектории. Угол атаки от $M = 2$ до $M \sim 5$ определялся из условия постоянства скоростного напора, а затем до $M = 6$ – из условия постоянства теплового потока. Назовём такое управление «типовым». Некоторые результаты моделирования приведены на рис. 7, 8.

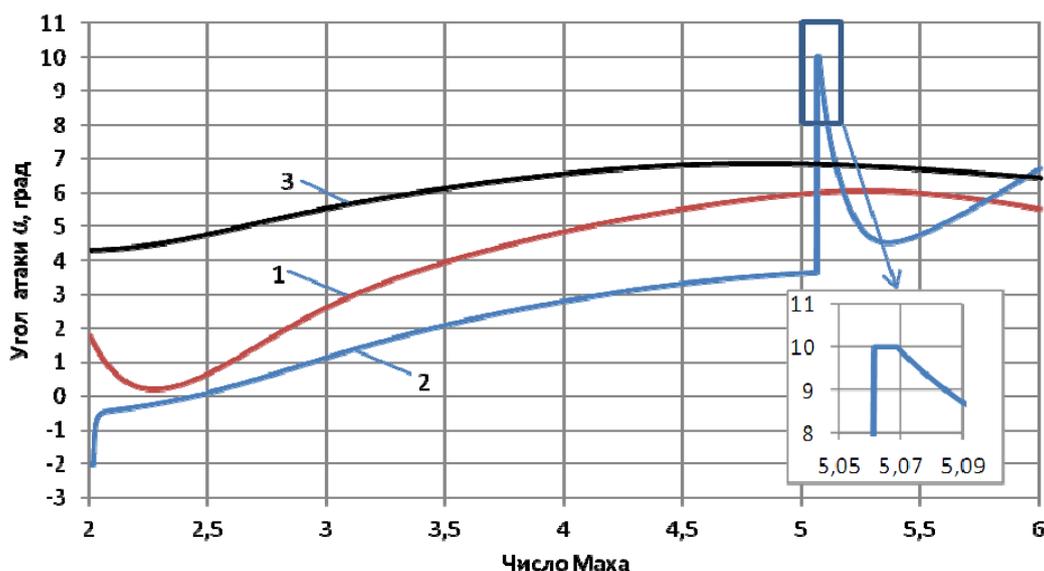


Рис. 7. Изменение угла атаки по числу Маха для оптимальной и типовой траекторий: 1 – оптимальная траектория; 2 – типовая траектория; 3 – максимальное аэродинамическое качество

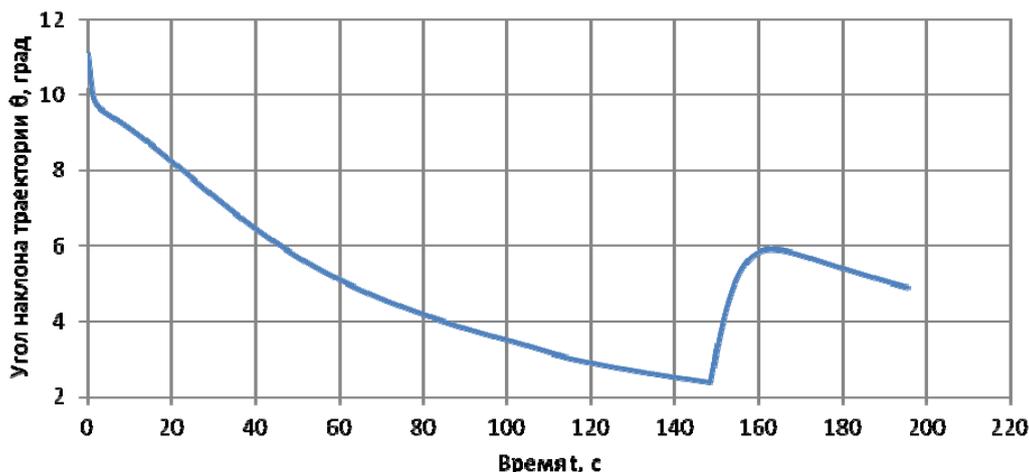


Рис. 8. Изменение угла наклона траектории по времени для типовой траектории

Угол атаки плавно увеличивается по траектории за исключением кратковременного «скачка» при переходе движения ГР с постоянным скоростным напором на движение с постоянным тепловым потоком (рис. 7). В результате конечный угол наклона траектории достигает значения $4,9^\circ$ (рис. 8).

Для данного угла наклона траектории была определена оптимальная программа угла атаки и соответствующая ей траектория (рис. 7, 9).

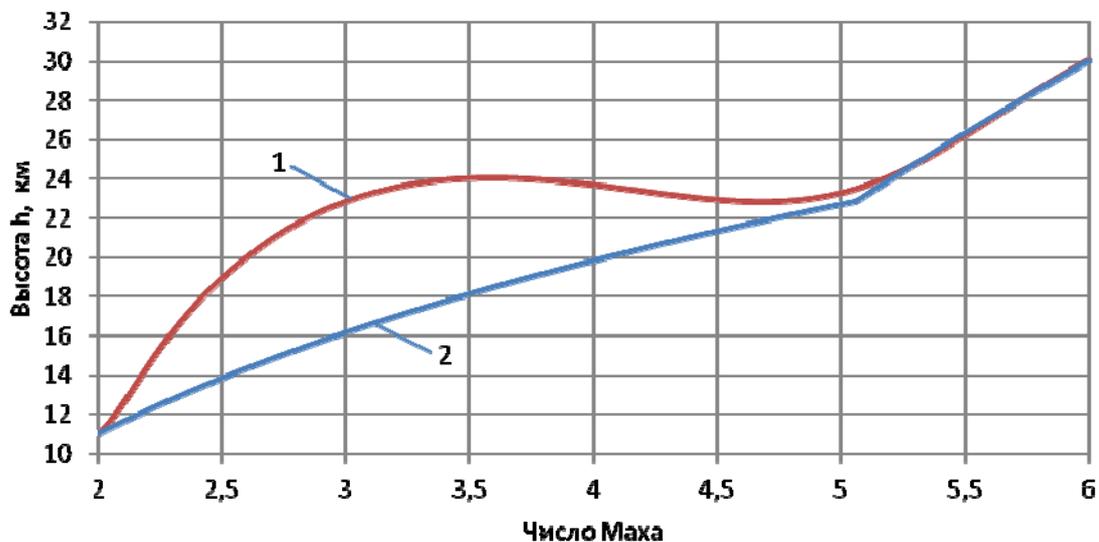


Рис. 9. Оптимальная (1) и типовая (2) траектории

Как видно из рис. 9, до $M \sim 5$ оптимальная траектория имеет большую высоту, чем типовая траектория. Затем обе траектории практически одинаковы, что объясняется необходимостью выполнения ограничения по тепловому потоку при больших числах M .

Рассмотрим расход топлива, затрачиваемого на набор высоты. Сравнение «оптимального» и «типового» движения для конечного угла наклона траектории $4,9^\circ$ показало, что расход топлива при оптимальном управлении меньше на 407 кг, или на 3,3%.

Проанализируем за счёт чего происходит экономия топлива.

Как и следовало ожидать, удельный импульс при «типовом» управлении превышает удельный импульс при оптимальном управлении (рис. 10).

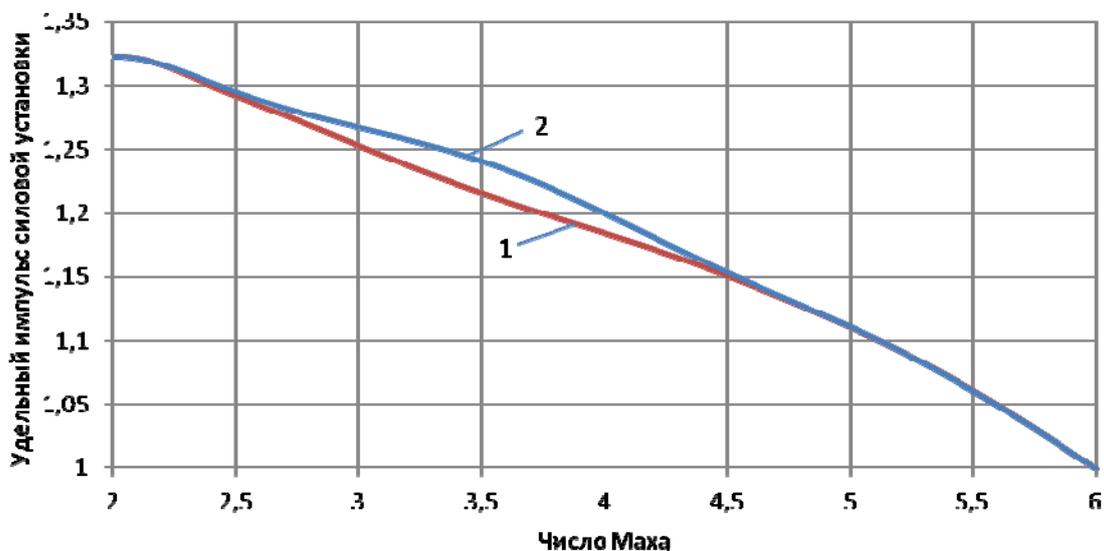


Рис. 10. Зависимость удельного импульса от числа Маха: 1 – оптимальная траектория; 2 – типовая траектория

Однако при оптимальном управлении относительная тяга, требуемая для набора высоты с разгоном, меньше, чем при «типовом» управлении (рис. 11), что и приводит к меньшим секундным расходам топлива (рис. 12). Поэтому, несмотря на большее время полёта по оптимальной траектории (рис. 11, 12), из-за более низкого секундного расхода топлива и суммарный расход топлива оказывается меньше.

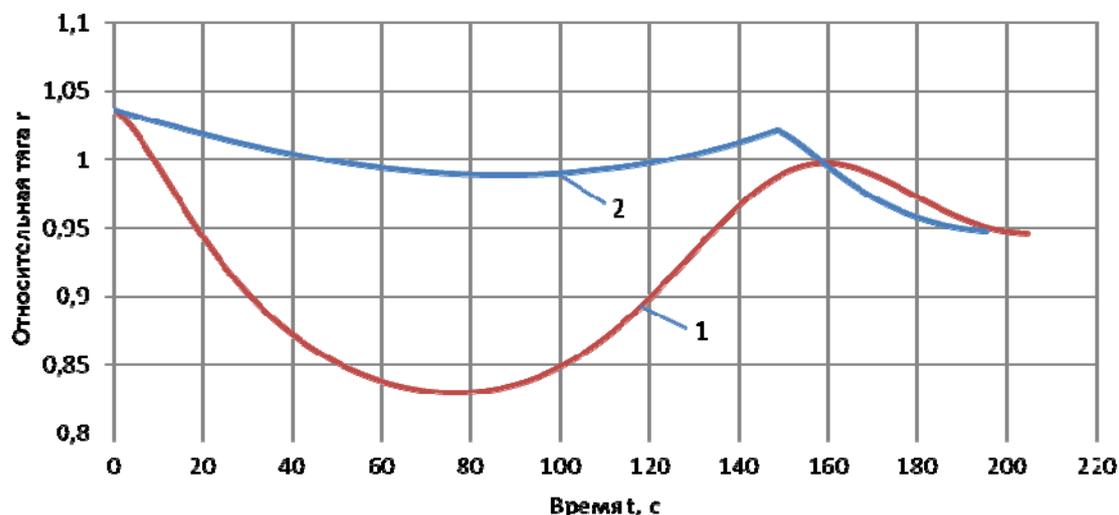


Рис. 11. Изменение относительной тяги от времени:
1 — оптимальная траектория; 2 — типовая траектория

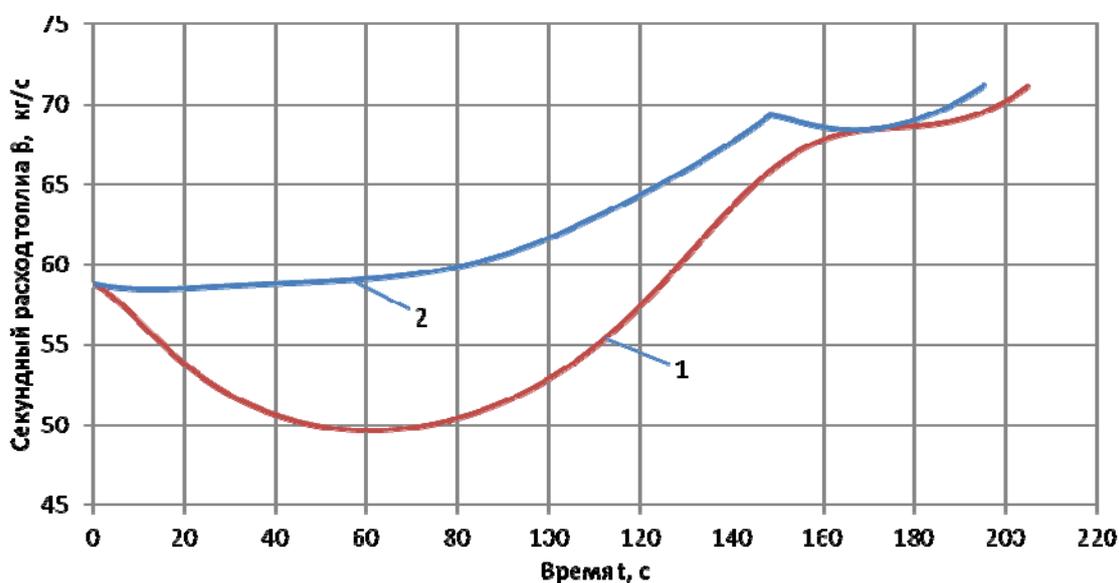


Рис. 12. Изменение секундного расхода топлива от времени:
1 — оптимальная траектория; 2 — типовая траектория

Меньшие относительные значения тяги на оптимальной траектории объясняются более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГР за счёт прямого управления углом атаки. При оптимальном управлении аэродинамическое качество ГР существенно превышает аэродинамическое качество при «типовом» управлении (рис. 13).

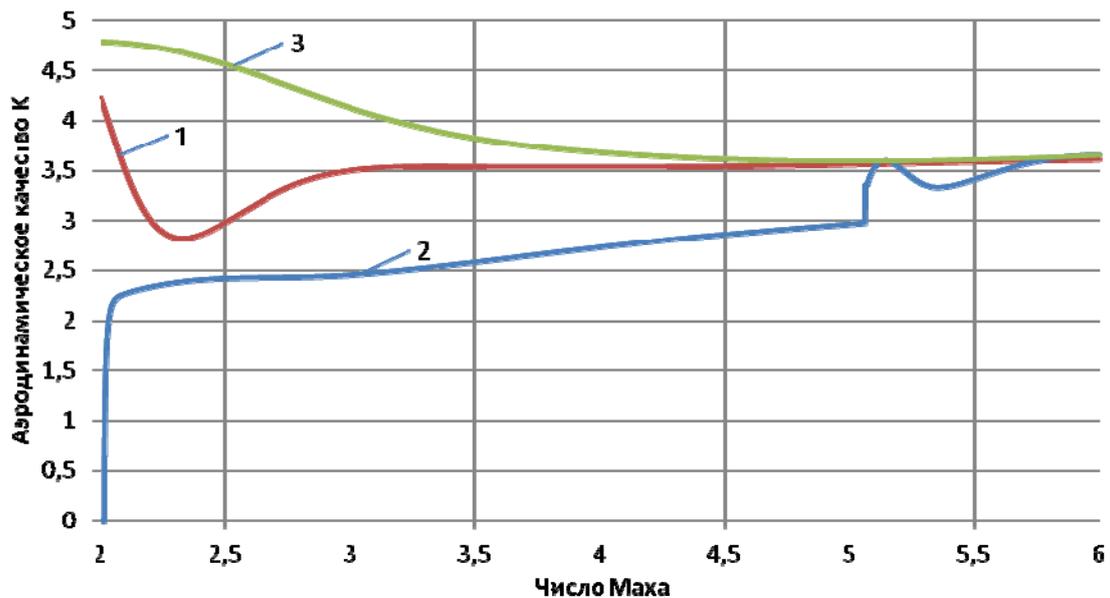


Рис. 13. Изменение аэродинамического качества от числа Маха:

1 – оптимальная траектория; 2 – типовая траектория; 3 – максимальное аэродинамическое качество

Заключение

Анализ программ управления и траекторий движения гиперзвукового разгонщика с принятой двигательной установкой на участке набора высоты позволяет сделать следующие выводы:

- оптимальные программы угла атаки имеют немонотонный характер с уменьшением угла на начальном участке движения;
- оптимальные траектории имеют рикошетирующий характер. Имеющиеся ограничения по скоростному напору и тепловому потоку определяют максимальное значение конечного угла наклона траектории;
- расходы топлива при оптимальном управлении меньше, чем при «типовом» управлении. Это объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик: реализуемое при оптимальном управлении аэродинамическое качество ГР превышает аэродинамическое качество при «типовом» управлении.

Библиографический список

1. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.
2. Балакин В.Л., Бебяков А.А., Кочян А.Г. Оптимизация движения гиперзвукового самолёта-разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2008. № 1 (14). С. 23-32.
3. Бебяков А.А. Оптимальное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на этапе разгона-набора высоты в атмосфере // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 26-38. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-26-38
4. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.

5. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Никулин А.В. Моделирование условий работы пароводородного РТД в составе силовой установки гиперзвукового летательного аппарата // Вестник Академии космонавтики. Научно-технические проблемы космонавтики. Выпуск 2. Материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996-1997 гг. М.: Российская академия космонавтики, 1998. С. 159-191.

6. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

7. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий движения гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 18-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26

ANALYSIS OF CONTROL PROGRAMS AND CLIMB PATHS OF THE HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM

© 2019

V. L. Balakin Doctor of Science (Engineering), Professor, University Administration Counselor; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; balakin@ssau.ru

M. M. Krikunov Candidate of Science (Engineering), Senior Research Associate; Samara National Research University, Samara, Russian Federation krikunov_mm@mail.ru

Control programs and flight paths of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb with acceleration to hypersonic velocity are analyzed. Two approaches to determining the control programs and flight paths are identified: the “traditional” approach and the “optimization” one. The “traditional” approach implies specifying a typical mission profile with max-q and peak heat flux. In the case of the “optimization” approach the problem of propellant mass minimum is stated and solved using the method of Pontryagin’s maximum principle. It concerns the mass of propellant consumed in hypersonic acceleration for various terminal flight path angles. Optimal control programs and optimal flight paths are determined. Those meeting the max-q and peak heat flux requirements are selected. The results of modeling the motion of a hypersonic booster with typical and optimal angle-of-attack schedules corresponding to the “traditional” and “optimization” approaches are presented and discussed. It is established that less propellant is consumed in the case of optimal control, which is accounted for by more efficient use of the hypersonic booster’s aerodynamic performance due to direct control of the angle of attack.

Aerospace system; first stage; climb; acceleration; hypersonic velocity; angle-of-attack; propellant mass minimum; maximum principle method; dynamic pressure; heat flux.

Citation: Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and climb paths of the hypersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29

References

1. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.

2. Balakin V.L., Bebyakov A.A., Kotchyan A.G. Optimizing the propulsion of a hypersonic accelerator aircraft of a two-stage aerospace system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2008. No. 1 (14). P. 23-32. (In Russ.)

3. Bebyakov A.A. Optimal control of the angle of attack of a hypersonic flight vehicle. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 26-38. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-26-38. (In Russ.)

4. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power units of hypersonic and space-air vehicles]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1996. 214 p.

5. Nechaev Yu.N., Polev A.S., Nikulin A.V. Modelirovanie usloviy raboty parovodorodnogo RTD v sostave silovoy ustanovki giperzvukovogo letatel'nogo apparata. *Vestnik Akademii kosmonavtiki. Nauchno-tekhnicheskie problemy kosmonavtiki*. Vypusk 2. Materialy nauchnykh dokladov na zasedaniyakh napravleniya v 1996-1997 gg. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1998. P. 159-191. (In Russ.)

6. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 393 p.

7. Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and flight paths of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 18-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26. (In Russ.)

ИМИТАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С УЧЁТОМ ХАРАКТЕРНЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ

© 2019

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

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

Д. М. Стадник кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
sdm-63@bk.ru

Из существующих методов диагностирования гидравлических систем одним из наиболее перспективных является метод, основанный на сравнении осциллограмм режимных параметров с эталонными зависимостями. Однако его реализация не позволяет точно локализовать неисправный агрегат в системе и количественно оценить величину неисправности. Для устранения данных недостатков целесообразно иметь имитационные модели агрегатов, учитывающие характерные неисправности гидравлической системы. Их использование позволяет на этапе математического моделирования оценить влияние той или иной неисправности на изменение динамических параметров. В результате анализа статистической информации и литературных источников определены характерные неисправности гидравлических систем. Рассмотрены причины их появления и влияние на работу гидравлических агрегатов. Описаны имитационные модели агрегатов с учётом характерных неисправностей в программном пакете Matlab/Simscapе, которые реализованы на примере типовой гидравлической системы. Проведено сравнение динамических характеристик гидравлической системы в исправном состоянии и при появлении одной из характерных неисправностей.

Воздушное судно; гидравлическая система; неисправности; диагностирование; имитационные модели; динамические характеристики; динамические портреты.

Цитирование: Гареев А.М., Попельнюк И.А., Стадник Д.М. Имитационные модели гидравлических агрегатов воздушных судов с учётом характерных неисправностей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 30-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-30-41

Введение

В процессе эксплуатации гидравлических систем (ГС) выявляется ряд дефектов и повреждений, связанных с несовершенством конструкции, технологий производства, нарушениями условий эксплуатации, неблагоприятными внешними факторами и т.д. Для диагностирования технического состояния ГС применяются разные методы, среди которых выделяются методы эталонных зависимостей. Примером реализации последних является диагностирование ГС по изменению её динамических параметров. Такой подход основан на исследовании зависимостей отдельных режимных параметров ГС при различных условиях работы и сравнении их с эталоном. Несмотря на необходимость применения сложного дорогостоящего оборудования и трудоёмкость процесса расшифровки результатов измерений, данный метод на сегодняшний день является одним из наиболее информативных и точных. Однако вопросы, связанные с локализацией

неисправностей, а также количественной оценкой их величины на сегодняшний день остаются открытыми.

Постановка задачи

Обобщённое представление ГС как динамической системы позволяет при её диагностировании использовать измеряемые параметры не только путём точечной оценки их значений в определённые промежутки времени, но и отслеживать процесс их изменения. Примером такого представления является динамический портрет (ДП), представляющий собой совокупность выходных параметров ГС, построенных во временной области $t \in [t_1, t_2]$. Можно предположить, что неисправность какого-либо элемента системы отражается на значениях её выходных параметров, которые можно оценивать по их разности с выходными параметрами исправной ГС при одних и тех же управляющих и возмущающих воздействиях. Каждой неисправности ГС должно соответствовать определённое отклонение параметров ДП от эталона. В этом случае отклонение ДП может являться диагностическим признаком при оценке технического состояния ГС. В результате построения динамических характеристик во времени можно заранее установить соответствие тех или иных неисправностей характеру отклонения ДП от эталона.

Для реализации предложенного подхода необходимо из всего множества отказов и неисправностей ГС определить характерные и наиболее часто встречающиеся, разработать их имитационные модели и исследовать изменение динамических характеристик ГС при их появлении.

Метод решения

В большинстве своём ГС, как правило, состоят из типовых элементов (баки, насосы, фильтры, распределительная и регулирующая аппаратура, силовые цилиндры, трубопроводы, соединительная арматура и т.д. [1;2]), а характер и причины появления отказов и неисправностей в различных ГС в общем аналогичны. В данной работе рассматривалась ГС вертолётов семейства «Ми». В результате анализа статистических данных, собранных на кафедре эксплуатации авиационной техники Самарского университета, а также работ [3-5] было установлено, что наиболее характерными отказами и неисправностями в ГС являются:

- внешние утечки;
- внутренние утечки;
- деградация свойств рабочих жидкостей;
- заедания (заклинивания) золотниковых пар и клапанов.

Именно они могут приводить к катастрофам и аварийным ситуациям и, зачастую, не могут быть оперативно обнаружены существующими диагностическими средствами.

Кратко рассмотрим причины появления характерных отказов и неисправностей и их влияние на работу ГС.

Внешние и внутренние утечки. Известно, что надёжность и безотказность гидравлических агрегатов во многом зависит от состояния их уплотнительных устройств. Уплотнения агрегатов ГС представляют собой в основном резиновые кольца круглого или прямоугольного сечения [6-8]. Для вращающихся деталей (например, валы насосов) широко применяются манжетные уплотнения.

Резиновые кольца устанавливаются в зазоре с некоторым натягом, что создаёт их деформацию. В процессе перемещения уплотняемых поверхностей начальная величина деформации уплотнительного кольца изменяется (т.е. изменяется его форма). При этом восстановление первоначальной формы происходит не сразу после снятия нагрузки, а в течение некоторого времени. При этом возникают незначительные утечки рабочей

жидкости (РЖ) через уплотнения. Кроме того, зачастую скорость движения уплотнительных элементов меньше скорости движения уплотняемых поверхностей, что также способствует образованию внешних утечек.

Таким образом, даже при исправном состоянии уплотнений возможны утечки жидкости в небольших объёмах. Допустимые утечки жидкости в ГС обычно не регламентируются, однако их величина оговаривается заводом-изготовителем для каждого агрегата отдельно. При этом изменение температурных условий эксплуатации, вязкости жидкости, износ уплотнений с течением времени, возникновение повышенных вибраций и т.д. приводят к многократному возрастанию величины утечек.

Одной из главных причин износа уплотнений является затвердевание резины. Данный процесс зависит от содержания в РЖ серы, хлора и фосфора. Кроме того, содержание присадок в РЖ также может являться катализатором или нейтрализатором этого процесса. Значительное влияние на старение резины оказывает и температурный режим, а именно его повышение. Это связано с окислительными процессами, протекающими в резине в напряжённом состоянии при высоких температурах.

Таким образом, внешние и внутренние утечки возникают в агрегатах из-за износа и разрушения уплотнительных элементов или поверхностей с течением времени, а также при появлении неблагоприятных эксплуатационных факторов. При этом внешние утечки проявляются на поверхности агрегата, а внутренние, возникающие вследствие неплотности соединений внутри элементов или их повреждения, не всегда сопровождаются признаками внешней негерметичности и обнаруживаются по косвенным признакам (появление шума насоса, уменьшение усилий на штоке гидроусилителя и т.д.). Внутренние и внешние утечки приводят к падению производительности насосов, снижению давления в ГС, ухудшению заявленных характеристик исполнительных механизмов и, как следствие, к общему нарушению правильности функционирования ГС.

Деградация параметров рабочей жидкости. Анализ работ [9-13] показывает, что из всего многообразия физических и химических параметров РЖ в наибольшей степени оказывает влияние на её качество вязкость и загрязнённость механическими примесями.

Вязкость является одной из важнейших характеристик гидравлических жидкостей, т.к. гидравлические элементы способны эффективно работать только в определённом диапазоне значений вязкости РЖ. Слишком вязкая жидкость не будет затекать в маленькие зазоры и станет причиной снижения гидравлического КПД. Жидкость с малой вязкостью не будет удерживаться на подвижных деталях, что в итоге отрицательно сказывается на значении объёмного КПД. Кроме того, одна из основных функций РЖ – обеспечение смазки трущихся поверхностей агрегатов. Вследствие этого к ней предъявляются повышенные требования по обеспечению на поверхности трущихся деталей прочных и устойчивых плёнок, исключающих возможность возникновения сухого трения и связанного с ним повышенного износа деталей. При эксплуатации РЖ подвергается температурным воздействиям, действию мощных звуковых полей и продавливается через зазоры в агрегатах. Всё это приводит к её деструкции и снижению вязкости. При этом скорость изменения вязкости РЖ для различных ГС отличается и зависит от типа применяемых насосов, температурного режима её работы, интенсивности звуковых полей и ряда других факторов.

В процессе эксплуатации ГС происходит непрерывный процесс накопления органических и неорганических примесей в гидравлических маслах. Состав загрязнений зависит от условий и режимов эксплуатации, а также от герметичности элементов системы. Как показывает отечественный и зарубежный опыт [13-17], именно повышенная загрязнённость РЖ в 70-90% случаев является причиной отказов элементов ГС.

Загрязнение РЖ ГС частицами может вызвать три вида отказа агрегатов:

- повышенный износ, обусловленный истиранием поверхностей пар трения из-за присутствия в зазорах частиц загрязнения и эрозией из-за бомбардировки частицами;
- заклинивание элементов золотниковых распределителей (частицы перекрывают отверстия управления);
- блокировка зазоров в прецизионных парах (илистая блокировка или блокировка частицами – облитерация).

Загрязнения попадают в РЖ непрерывно, начиная с момента её производства и заканчивая процессом эксплуатации. Наличие механических примесей способствует окислению РЖ, которое вызывает изменение её физико-химических свойств, ухудшает термостабильность, кислотность и другие эксплуатационные свойства [13-17]. Кроме того, под действием частиц загрязнений снижается несущая способность смазывающей плёнки на поверхностях трения, что в итоге увеличивает интенсивность изнашивания агрегатов ГС [14;16].

Высокая степень загрязнённости жидкости приводит к снижению надёжности и долговечности агрегатов ГС. Наиболее подвержены негативному влиянию загрязнений те из них, в состав которых входят прецизионные пары. Конструктивной особенностью этого элемента является необходимость обеспечения сверхмалого зазора между золотником и его гильзой (5-15 мкм). Величина зазора соизмерима с размерами частиц загрязнений, концентрация которых максимальна в РЖ. В результате в процессе работы загрязнения непрерывно попадают в зазор вместе с РЖ, вызывая заедание, заклинивание деталей и их абразивный износ, что в итоге приводит к выходу всего агрегата из строя.

Заедания и заклинивания золотниковых пар. Золотниковые механизмы являются неотъемлемой частью многих гидравлических агрегатов, в первую очередь – распределителей. Конструкция данных механизмов предполагает наличие микронных зазоров между золотником и его гильзой, т.е. наличие капиллярной щели. Из-за этого в процессе эксплуатации нередко возникает неисправность, связанная с заеданием золотниковой пары, которая со временем приводит к её полному заклиниванию.

Отчасти причиной этого явления является облитерация (заращивание) капиллярных щелей. Заращивание капиллярных щелей происходит в результате отложений на поверхностях связующего слоя, состоящего из полярных молекул. Интенсивность процесса не зависит от вязкости жидкости и твёрдых включений, однако она увеличивается с ростом давления в системе.

В результате облитерации резко ухудшается динамика ГС, т.к. величина требуемых усилий для страгивания золотника многократно возрастает из-за необходимости разрушения связующего молекулярного слоя гильзы и золотника. Вследствие этого возникает запаздывание в следящей ГС и эффект заедания золотника в гильзе.

С другой стороны, при появлении неблагоприятных факторов (наличие эксцентриситета и нарушение цилиндричности поверхностей золотника и гильзы) в паре появляется неуравновешенная радиальная сила, стремящаяся сместить золотник к гильзе, тем самым вызывая недопустимое увеличение сил трения в паре и в итоге заедание золотника в гильзе. Механизм развития данного процесса рассмотрен в [18].

Рассмотрим имитационные модели характерных неисправностей ГС, состоящей из типовых элементов. Гидравлическая схема ГС приведена на рис. 1. Реализация рассматриваемой ГС в программе Matlab/Simscapе представлена на рис. 2. Разработанная модель позволяет рассчитывать переходные процессы основных параметров системы при наличии и отсутствии характерных неисправностей в агрегатах.

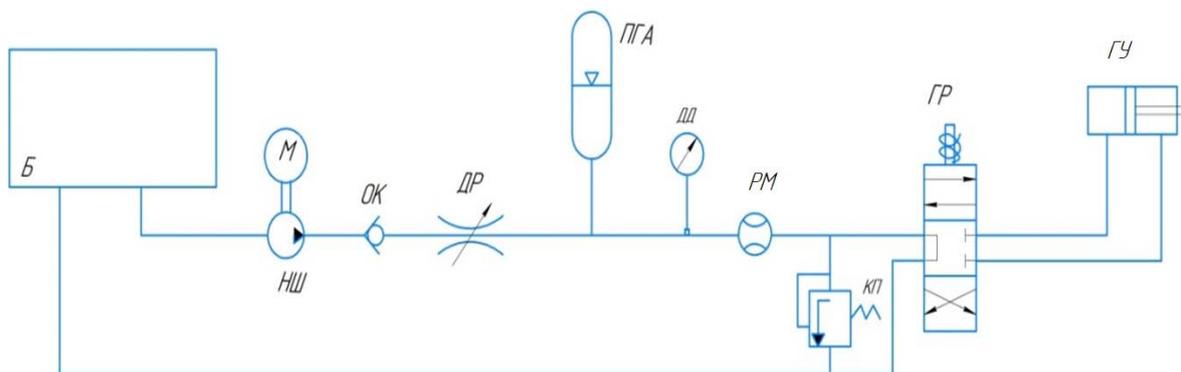


Рис. 1. Гидравлическая схема типовой ГС:

Б – гидравлический бак; НШ – шестерённый насос; М – электродвигатель; ОК – обратный клапан; ДР – дроссель; ПГА – пневмогидроаккумулятор; ДД – датчик давления; РМ – расходомер; КП – предохранительный клапан; ГР – гидравлический распределитель с электромагнитным управлением; ГУ – гидравлический усилитель

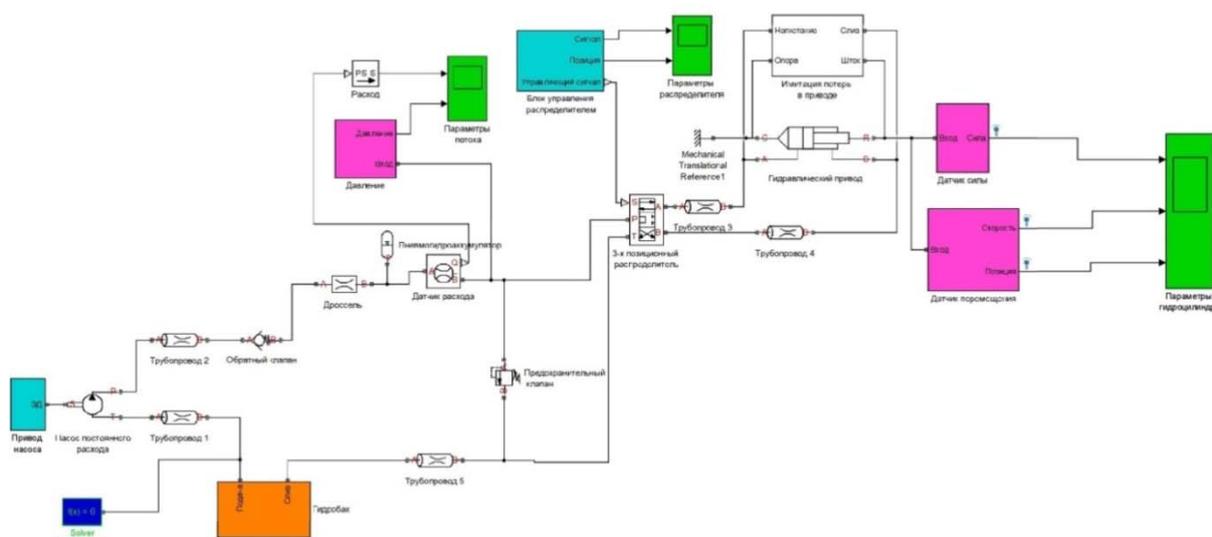


Рис. 2. Математическая модель типовой ГС в программном пакете Matlab/Simulink

Имитационная модель внутренних утечек. Внутренние утечки характерны в первую очередь для насосных агрегатов. Для моделирования работы насоса с данной неисправностью в программном пакете Matlab/Simulink байпасно насосу подключается регулируемый вентиль с подачей РЖ на слив. В процессе моделирования динамических процессов, происходящих в насосе, в программном пакете Matlab/Simulink используется равенство баланса расходов:

$$Q_n = Q_n^y + Q_y,$$

где $Q_y = \mu_v F_v \sqrt{\frac{2}{\rho}} (p_n^y - p_{cl})$ – расход утечек жидкости; μ_v, F_v – коэффициент расхода и площадь проходного сечения вентиля соответственно; p_n^y – давление на выходе из

насоса; Q_n – расход жидкости на выходе из исправного насоса; Q_n^y – расход жидкости на выходе из насоса с учётом величины утечек.

Внешние утечки возникают главным образом в местах стыков трубопроводов и корпусных деталей агрегатов (рис. 3) в условиях вибраций и изменения температуры РЖ в большом диапазоне. Внешние утечки могут привести, во-первых, к сокращению объёма жидкости в баках, а при значительных величинах – к изменению динамических характеристик всей ГС.

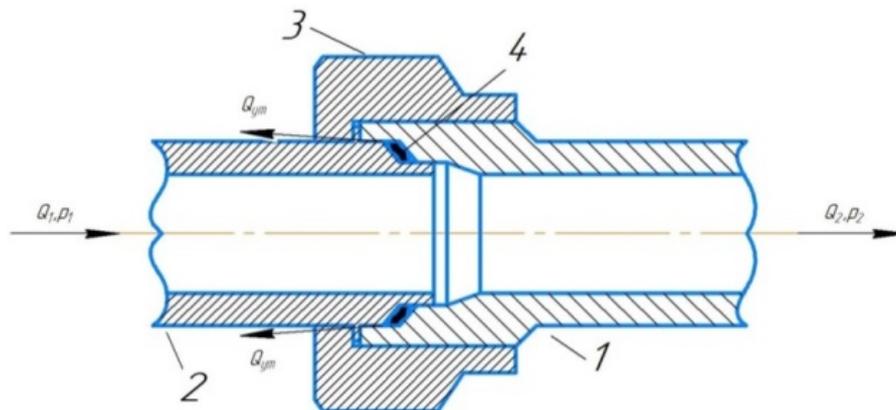


Рис. 3. Схема утечек РЖ на стыке трубопроводов:
1 – штуцер; 2 – нить; 3 – накидная гайка; 4 – уплотнительное кольцо

При моделировании динамических процессов утечек жидкости в стыках трубопроводов в программном пакете Matlab/Simscare имитация проводится на основе уравнения баланса расхода в местах соединения трубопроводов:

$$Q_1 + Q_{ym} - Q_2 = 0, \quad p_1 = p_2, \quad Q_{ym} = K_{ym} (p_1 - p_{атм}),$$

где Q_1, Q_2, Q_{ym} – расход РЖ на входе в стык, выходе из стыка и величина утечек соответственно; p_1, p_2 – давление на входе и на выходе из стыка соответственно; K_{ym} – коэффициент ламинарных гидравлических потерь РЖ в стыке.

Для исправного агрегата справедливы равенства: $Q_1 = Q_2$; $p_1 = p_2$; $K_{ym} = 0$.

Имитация неисправности пневмогидроаккумулятора. Часто встречающейся неисправностью пневмогидроаккумулятора (ПГА) является негерметичность зарядного штуцера, при которой объём газовой полости в процессе эксплуатации может изменяться от заданного V_c^p до нуля, где V_c^p – объём газовой полости при рабочем давлении. Определить неисправность ПГА в процессе работы ГС можно только по динамическим параметрам.

При моделировании в программном пакете Matlab/Simscare расход жидкости в ПГА определяется по зависимости:

$$Q_{ПГА} = C_{ПГА} \frac{dP_{ПГА}}{dt}, \quad Q_1 = Q_{ПГА} + Q_2,$$

где $C_{ПГА} = \frac{V_{\text{экв}}^p}{\rho c}$ – акустическая ёмкость ПГА; $V_{\text{экв}}^p$ – эквивалентный объём ПГА; ρ, c – плотность и скорость звука в жидкости соответственно; $\frac{dP_{ПГА}}{dt}$ – изменение давления в ПГА; Q_1 и Q_2 – расходы жидкости до и после ПГА соответственно.

Эквивалентный объём ПГА при $p_{ПГА} > p_{\text{зар}}$ определяется по формуле:

$$V_{\text{экв}}^p = V_{ПГА} \left(1 - \left(\frac{p_{\text{зар}}}{p_{ПГА}} \right)^{\frac{1}{k}} \right),$$

где $V_{ПГА}$ – объём ПГА; $p_{\text{зар}}$ – давление зарядки ПГА; k – показатель адиабаты.

При полном стравливание газа из соответствующей полости ПГА справедливо равенство $V_{\text{экв}}^p = V_{ПГА}$.

Имитация загрязнений рабочей жидкости. Одним из главных признаков наличия в РЖ большого количества механических примесей является загрязнение гидравлического фильтра. Расход РЖ через фильтр определяется по формуле:

$$Q = \frac{S q (p_1 - p_2)}{\mu},$$

где Q – расход РЖ через фильтр; S – площадь фильтрующего элемента; q – удельная пропускная способность фильтра; $(p_1 - p_2)$ – перепад давлений на фильтре; μ – динамическая вязкость РЖ.

При загрязнении фильтрующего элемента механическими примесями, по сути, уменьшается его проходная площадь, а перепад давления в свою очередь должен возрасти. Таким образом, данную неисправность при моделировании динамических процессов в программном пакете MatLab/Simscare можно реализовать уменьшением площади проходного сечения фильтрующего элемента. Вследствие этого увеличение перепада на фильтре приведёт к открытию встроенного перепускного клапана.

Имитация заедания (заклинивания) золотниковых пар (клапанов). Одной из наиболее распространённых неисправностей гидравлических распределителей является заедание / заклинивание золотника в гильзе. Имитационную модель заедания золотника гидравлического распределителя можно построить в программном пакете MatLab/Simscare, увеличив силу сухого трения золотника в соответствии с уравнением:

$$M_3 \frac{dx}{dt} + \lambda_{\text{в.мп}} \frac{dx}{dt} + N_{\text{с.мп}} \frac{dx}{dt} \text{sign} \left(\frac{dx}{dt} \right) + \gamma_{\text{нп}} x = F_3 (p_1 - p_2),$$

где x – перемещение золотника; $M_3, \lambda_{\text{в.мп}}$ – масса и сила вязкого трения соответственно; $N_{\text{с.мп}}$ – сила сухого трения; $\gamma_{\text{нп}}$ – жёсткость пружины; F_3 – площадь торца золотника; p_1, p_2 – давления по торцам золотника.

При исправном состоянии агрегата сила сухого трения, характеризующая заедание золотника, минимальна. При попадании в зазор между золотником и гильзой твёрдых частичек загрязнения в равенство закладывается сила сухого трения в процентах от

действия сил перепада давления (например, 20%). При превышении сил сухого трения над силой перепада давления золотник стопорится в каком-то положении, что и приводит к потере работоспособности агрегата.

Результаты моделирования

Сравнительный анализ ДП заключается в исследовании отклонений режимных параметров неисправной ГС по отношению к режимным параметрам исправной ГС. В качестве примера была рассмотрена неисправность, связанная с утечкой газа из ПГА. На рис. 4, 5 представлены переходные процессы по давлению и объёму для исправной и неисправной ГС.

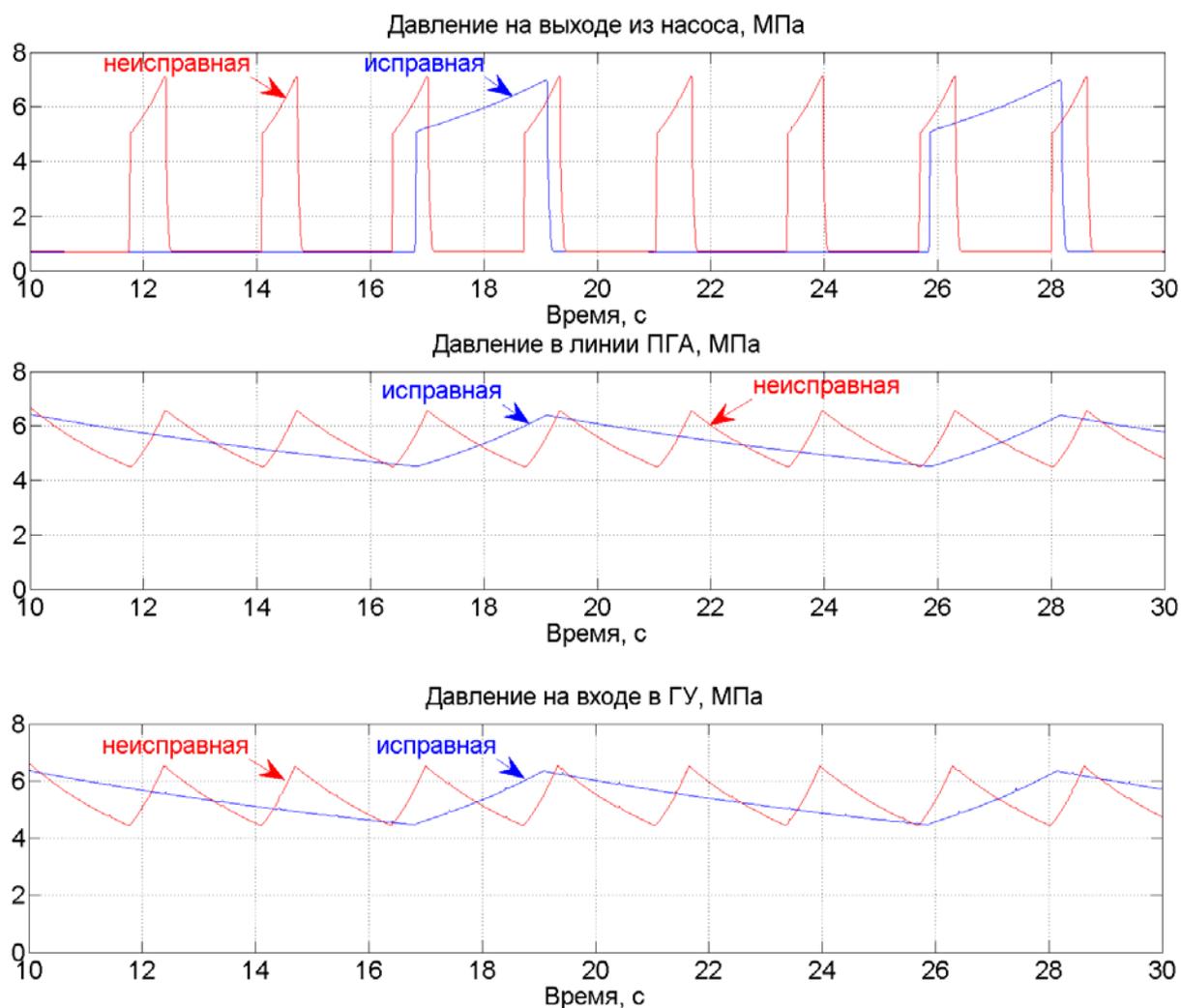


Рис. 4. Переходные процессы по давлениям в исправной и неисправной ГС

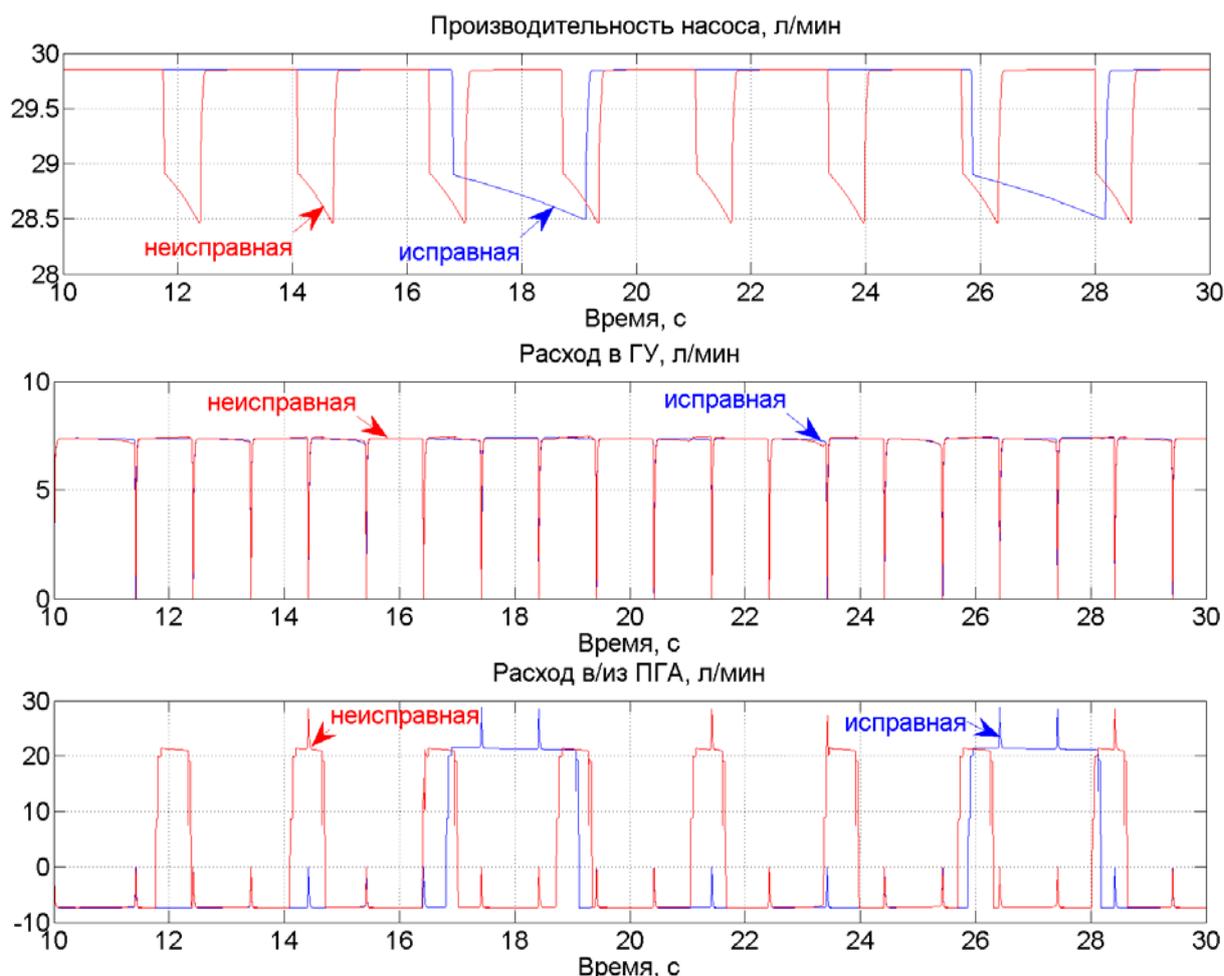


Рис. 5. Переходные процессы по объёмному расходу в исправной и неисправной ГС

Анализ полученных результатов указывает на различия между переходными процессами в исправной и неисправной ГС. Так при утечке газа из ПГА уменьшается частота переключений за фиксированный промежуток времени, а также градиент параметров расхода и давления. При этом граничные значения, которые достигают параметры ГС, остаются неизменными, что подтверждает возможность её функционирования при появлении данной неисправности.

Заключение

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

На основании анализа статистических данных и литературных источников установлено, что характерными отказами и неисправностями ГС являются внешние и внутренние утечки, деградация свойств РЖ (главным образом – загрязнение механическими примесями), утечки газа из полости ПГА и заедание (заклинивание) золотниковых пар агрегатов.

Возникновение неисправностей вызывает отклонение ДП от эталона. Характер отклонения существенно зависит от вида неисправности и от рассматриваемого режимного параметра ГС.

Диагностирование ГС по динамическим параметрам с применением ДП является чувствительным методом, так как с его помощью можно фиксировать неисправности в элементах системы на ранних этапах их появления.

Различные режимные параметры ГС обладают различной информативностью, которая зависит в том числе от точки, с которой ведётся фиксация значений параметров.

Полученные результаты подтверждают возможность использования предложенного подхода для качественной (по характеру отклонения ДП от эталона) и количественной (например, при помощи способа, предложенного в работе [18]) идентификации неисправностей ГС.

Дальнейшие исследования в данном направлении связаны с экспериментальной верификацией имитационных моделей на полунатурном стенде. Для этого необходимо в первую очередь разработать конструкцию имитаторов неисправностей, позволяющих создать нарушения в работе ГС аналогичные тем, что происходят при появлении данной неисправности в эксплуатации. При этом важно, чтобы разработанные имитаторы позволяли не только вносить нарушения в работу ГС, но и регулировать их величину (расход жидкости на утечки, степень загрязнения фильтра и т.д.).

Библиографический список

1. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолётов: учебное пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 469 с.
2. Никитин О.Ф. Объёмные гидравлические и пневматические приводы. М.: Машиностроение, 1981. 269 с.
3. Сапожников В.М. Монтаж, контроль и испытания трубопроводных коммуникаций гидрогазовых систем летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 160 с.
4. Никитин О.Ф. Надёжность, диагностика и эксплуатация гидропривода мобильных объектов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 312 с.
5. Гамынин Н.С. Основы следящего гидравлического привода. М.: Оборонгиз, 1969. 293 с.
6. Никитин Г.А. Щелевые и лабиринтные уплотнения гидроагрегатов. М.: Машиностроение, 1982. 135 с.
7. Комаров А.А. Надёжность гидравлических систем. М.: Машиностроение, 1969. 236 с.
8. Кондаков Л.А. Рабочие жидкости и уплотнения гидравлических систем. М.: Машиностроение, 1982. 216 с.
9. Товарные нефтепродукты. Свойства и применение: справочник / под ред. В.М. Школьников. М.: Химия, 1978. 470 с.
10. Шишков И.Н. Авиационные горюче-смазочные материалы и специальные жидкости. М.: Транспорт, 1979. 247 с.
11. Кононов А.А., Кобзов Д.Ю., Ермашонок С.М. Гидравлические и пневматические машины: Курс лекций. Братск: БрГУ, 2005. 200 с.
12. Кондрашов Ю.И. Конструкция и проектирование агрегатов и систем: электрон. учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2011. 297 с.
13. Тимиркеев Р.Г. Промышленная чистота и тонкая фильтрация жидкостей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 152 с.
14. Fitch E.C. Extending component service life through proactive maintenance. Stillwater, Oklahoma U.S.A.: Tribolics, Inc., 1998. 15 p.
15. Fitch E.C. Fluid contamination control. Oklahoma: FES, Inc., 1988. 433 p.
16. Никитин Г.А. Влияние загрязнённости жидкости на надёжность работы гидросистем летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1969. 184 с.
17. Кузнецова Г.В. Диагностирование состояния гидромашин в течение приработки по загрязнённости // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1983. № 8. С. 81-84.

18. Гареев А.М., Попельнюк И.А. Использование фазовых портретов гидромеханических агрегатов для диагностирования гидравлических систем воздушных судов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 44-55. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-44-55

IMITATION MODELS OF AIRCRAFT HYDRAULIC UNITS WITH ACCOUNT FOR TYPICAL FAULTS

© 2019

- A. M. Gareyev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gareyev@ssau.ru
- I. A. Popelnyuk** Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
iap@ssau.ru
- D. M. Stadnik** Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sdm-63@bk.ru

A method based on comparing oscilloscope patterns of operational parameters with reference curves is one of the most promising methods of diagnosing hydraulic systems among the existing ones. Its implementation does not allow accurate localization of the faulty unit in the system and quantitative estimation of the magnitude of the fault. To eliminate these shortcomings, it is advisable to use simulation models of hydraulic units, taking into account typical faults of a hydraulic system. Their use makes it possible to evaluate the effect of a particular malfunction on the change of dynamic parameters at the stage of mathematical modeling. As a result of the analysis of statistical information and literary sources, characteristic faults of hydraulic systems are identified. Their causes and the impact on the operation of hydraulic units are examined. Simulation models of units taking into account typical faults are described in the Matlab / Simscape software package. They are implemented using a typical hydraulic system as an example. Dynamic characteristics of a hydraulic system in a healthy condition and those of a system with one of the characteristic faults are compared.

Aircraft; hydraulic system; faults; diagnostics; simulation models; dynamic characteristics; dynamic portraits.

Citation: Gareyev A.M., Popelnyuk I.A., Stadnik D.M. Imitation models of aircraft hydraulic units with account for typical faults. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 30-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-30-41

References

1. Shumilov I.S. *Sistemy upravleniya rulyami samoletov* [Aircraft steering systems: study guide]. Moscow: Moscow State Technical University Publ., 2009. 469 p.
2. Nikitin O.F. *Ob"emnye gidravlicheskie i pnevmaticheskie privody* [Hydrostatic hydraulic and pneumatic drives]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 269 p.
3. Sapozhnikov V.M. *Montazh, kontrol' i ispytaniya truboprovodnykh kommunikatsiy gidrogazovykh sistem letatel'nykh apparatov* [Installation, control and testing of pipeline communications of aircraft hydraulic gas systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1996. 160 p.
4. Nikitin O.F. *Nadezhnost', diagnostika i ehkspluatatsiya gidroprivoda mobil'nykh ob"ektov* [Reliability, diagnostics and operation of hydraulic drives of mobile objects]. Moscow: Moscow State Technical University Publ., 2007. 312 p.

5. Gamynin N.S. *Osnovy sledyashchego gidravlicheskogo privoda* [Basics of a hydraulic servo-drive]. Moscow: Oborongiz Publ., 1969. 293 p.
6. Nikitin G.A. *Shchelevye i labirintnye uplotneniya gidroagregatov* [Groove and labyrinth seals of hydraulic units]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1982. 135 p.
7. Komarov A.A. *Nadezhnost' gidravlicheskikh sistem* [Reliability of hydraulic systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 236 p.
8. Kondakov L.A. *Rabochie zhidkosti i uplotneniya gidravlicheskikh sistem* [Hydraulic fluids and seals]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1982. 216 p.
9. *Tovarnye nefteprodukty. Svoystva i primeneniye: spravochnik / pod red. V.M. Shkol'nikova* [Commercial oil products. Properties and application: Directory. 2nd revised edition / Ed. by V.M. Shkolnikova]. Moscow: Khimiya Publ., 1978. 470 p.
10. Shishkov I.N. *Aviacionnye goryuche-smazochnye materialy i special'nye zhidkosti* [Aviation fuel and lubrication materials and special liquids]. Moscow: Transport Publ., 1979. 247 p.
11. Kononov A.A., Kobzov D.Yu., Ermashonok S.M. *Gidravlicheskie i pnevmaticheskie mashiny: Kurs lektsiy* [Hydraulic and pneumatic machines]. Bratsk: Bratsk State University Publ., 2005. 200 p.
12. Kondrashov Yu.I. *Konstruktsiya i proektirovanie agregatov i sistem: elektron. ucheb. posobie* [Construction and design of units and systems]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2011. 297 p.
13. Timirkeyev R.G. *Promyshlennaya chistota i tonkaya fil'tratsiya zhidkostey letatel'nykh apparatov* [Industrial purity and fine filtration of aircraft fluids]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 152 p.
14. Fitch E.C. Extending component service life through proactive maintenance. Stillwater, Oklahoma U.S.A: Tribolics, Inc., 1998. 15 p.
15. Fitch E.C. Fluid contamination control. Oklahoma: FES, Inc., 1988. 433 p.
16. Nikitin G.A. *Vliyaniye zagryaznennosti zhidkosti na nadezhnost' raboty gidrosistem letatel'nykh apparatov* [Influence of fluid contamination on the reliability of aircraft hydraulic systems]. Moscow: Transport Publ., 1969. 184 p.
17. Kuznetsova G.V. Diagnosing the state of hydraulic machines during running in. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1983. No. 8. P. 81-84. (In Russ.)
18. Gareyev A.M., Popelnyuk I.A. Use of phase portraits of hydro-mechanical units for diagnosing aircraft hydraulic systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 44-55. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-44-55. (In Russ.)

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛАХ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

© 2019

- А. В. Григорьев** генеральный конструктор;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- О. А. Рудаков** кандидат технических наук, доцент, научный консультант;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- А. В. Соловьёва** заместитель главного конструктора по перспективным научно-исследовательским работам;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru

Представлены формулы газодинамического расчёта параметров детонации в каналах переменного сечения и показана диаграмма расчётной детонации. На диаграмме изображены характеристики детонации, пересжатой детонации и недосжатой детонации как функции приведённой скорости ударной волны от степени подогрева идеального газа в дозвуковом, одномерном потоке за ударной волной, распространяющейся по химически активной горючей смеси, и от степени геометрического расширения (сужения) канала. Расчётной детонацией названо распространение стационарной ударной волны, статическое давление которой в выходном сечении расширяющегося канала равно атмосферному. Это означает, что вся энергия скачка уплотнений на выходе из канала может быть превращена в политропическую работу расширения газа в детонационном двигателе. В противном случае при течении в режиме перерасширения из-за отрыва скачка внутри канала или в случае недорасширения часть энергии ударной волны будет потеряна. Решение уравнения полного импульса в геометрически расширяющемся канале выполнено заменой интеграла, описывающего силу тяги, на среднее интегральное значение эпюры статического давления, действующего на боковую стенку расширяющегося канала. Показано, что существование недосжатой ударной волны невозможно, так как движущаяся со сверхзвуковой скоростью ударная волна в сужающемся канале будет тормозиться до акустической скорости. Для её стабилизации необходимо подвести дополнительную теплоту для превращения сужающегося канала в канал квазипостоянного сечения, в котором может быть достигнут тепловой кризис, стабилизирующий ударную волну. Обосновано минимальное значение диаметра детонационной трубы 50 мм, ниже которого начинается резкое снижение полноты сгорания топлива. Результаты работы могут быть применены для расчёта параметров термодинамического цикла детонационного двигателя.

Детонация; газодинамический расчёт; каналы переменного сечения.

Цитирование: Григорьев А.В., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Газодинамический расчёт детонации в каналах переменного сечения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 42-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-42-54

В работе [1] представлен расчёт детонации в канале постоянного сечения с использованием газодинамических функций, результаты которого могут быть применены для оценки эффективности детонационного двигателя. Рассмотрим общий случай распространения стационарной ударной волны по горючей смеси в расширяющихся и в сужающихся каналах.

Введение

Детонация в газах как газодинамический процесс представляет собой распространение по химически активной горючей газовой смеси ударной волны (адиабатического прямого скачка уплотнений), стационарность которой обеспечивается наступлением

теплового кризиса при подводе теплоты сгорания топлива к газу в дозвуковом потоке за скачком. При этом приведённая скорость продуктов сгорания за волной равна критической ($\lambda_3 = 1$). Параметры детонации определяются значением скорости распространения ударной волны λ_1 . Физической моделью расчёта детонации является обратная схема явления, при которой газ протекает со сверхзвуковой скоростью к области детонации, а фронт волны неподвижен.

Иницируется сильная ударная волна, например электрическим разрядом или взрывом взрывчатого вещества, при котором выделение энергии в объёме исходного вещества происходит в десятки миллионов раз быстрее, чем при сгорании топлива. Для экспериментальных исследований на опытном стенде скачок уплотнений создаётся в ударной трубе, например, при начальном отношении давлений на диафрагме, равном 600.

Сильная ударная волна обеспечивает поджигание горючей смеси за волной газом с высокой температурой.

Горение горючей газовой смеси, помещённой в канал и воспламенённой с одного конца, происходит с изменением параметров газа в изохорном процессе по закону $p/T = \text{const}$ и не является источником детонации, так как перемещающийся с большой скоростью фронт пламени в неподвижной горючей смеси не создаёт динамического давления. Для трубы постоянного сечения это явление эквивалентно тепловому неадиабатическому скачку. Возникновение адиабатических скачков уплотнений возможно только при сверхзвуковой скорости потока газа.

Математическая модель детонации описывается системой дифференциальных уравнений сохранения и переноса энергии, массы и количества движения.

В расчёте примем, что газ – идеальный, поток – одномерный, массовый расход газа постоянен (не учитывается расход горючего), тепловые потери полного давления в дозвуковом потоке за волной не учитываем из-за их малости по сравнению с волновыми потерями [1].

Механизм расчёта детонации определяется следующими основными необходимыми и достаточными условиями.

1. Наличием сильной ударной волны.

2. Термодинамической моделью детонации, которая устанавливает [1 – 3], что ударная волна всегда предшествует зоне выделения теплоты за ней; двухслойностью детонационной волны, состоящей из адиабатического скачка и зоны горения за ним. В самом скачке воспламенение смеси исключено из-за низкой статической температуры газа в скачке, равной входной. При этом заторможенная температура газа в скачке резко возрастает.

3. Критическим значением приведённой скорости потока продуктов сгорания за ударной волной $\lambda_3 = 1$, в результате чего скорость детонации снизится до минимального значения, соответствующего наступлению теплового кризиса при подводе теплоты за скачком [1; 3].

4. Минимальным значением статической температуры газа за ударной волной $T_{2\text{min}}$, обеспечивающим надёжное воспламенение горючей смеси, по которой распространяется ударная волна.

Примем по опыту $T_{2\text{min}} = 1050 \text{ K}$, что соответствует значению приведённой скорости ударной волны $\lambda_1 = 2,1$ при начальной температуре горючей смеси $T_1 = 288 \text{ K}$.

Методика расчёта

Запишем уравнение удельных импульсов для трёх сечений потока: перед ударной волной с индексом «1», за ударной волной с индексом «2», в сечении, где завершился процесс подвода теплоты, с индексом «3» (в обращённом течении) в расширяющемся канале:

$$Z(\lambda_3)\sqrt{T_3^*} = Z(\lambda_1)\sqrt{T_1^*} + P_{r,y0}\sqrt{\frac{k}{2(k+1)R}}, \quad (1)$$

где $Z(\lambda) = \frac{1}{2}\left(\lambda + \frac{1}{\lambda}\right)$ – газодинамическая функция, приведённый полный импульс;

$\lambda = \frac{w}{a_{кр}}$ – приведённая скорость потока; w – скорость потока; $a_{кр} = 18,3\sqrt{T^*}$, для

$k = 1,4$ – критическая скорость звука; k – показатель адиабаты; T^* – полная температура газа; P_r – равнодействующая нормальных и касательных сил давления и сил тре-

ния по боковой поверхности канала; $P_r = P_{r,y0}G = \int_{p_2}^{p_3} pdF - P_{тр}$; $G = \text{const}$ – массовый расход газа; p – статическое давление потока; F – площадь поперечного сечения; $P_{тр}$ – сила трения, которой пренебрегаем из-за малости.

Из теории ударной волны отметим, что

$$T_2^* = T_1^*; \lambda_2 = \frac{1}{\lambda_1}; Z(\lambda_1) = Z(\lambda_2); F_2 = F_1.$$

Преобразуем уравнение (1) с учётом следующего. В соответствии с механизмом детонации $Z(\lambda_3) = 1$. Разделим обе части уравнения на $\sqrt{T_1^*} = \sqrt{T_2^*}$. Представим ин-

теграл $\int_{F_2}^{F_3} pdF = P_{cu}(F_3 - F_1)$, где P_{cu} – среднее интегральное значение эпюры статического давления, действующего на боковую стенку канала. Вынесем за скобки F_3 .

Обозначим $n = \frac{F_2^*}{F_3^*}$; $\theta = \frac{T_3^*}{T_2^*}$ – степень повышения полной температуры газа в зоне горения.

Запишем значение $G = \frac{m_{кр}q(\lambda_3)p^*F_3}{\sqrt{RT_3^*}}$, где $m_{кр}$ – функция показателя адиабаты,

$k = 1,4$; $q(\lambda_3) = 1$, где $q(\lambda)$ – газодинамическая функция, приведённая плотность потока массы; R – газовая постоянная.

Запишем $\frac{P_{cu}}{p^*}K = \pi(\lambda)_{cu} K = b$, где $p^* = \text{const}$ – полное давление газа за ударной волной; $K = 0,789$ для $k = 1,4$; $\pi(\lambda)_{cu}$ – газодинамическая функция, среднеинтегральное её значение.

После преобразований уравнения (1) получим формулу расчётной детонации при $n > 1$:

$$Z(\lambda_1) = Z(\lambda_2) = \sqrt{\theta} [1 - (1-n)b]. \quad (2)$$

Для случая $n = 1$ получим следующее выражение для расчёта детонации в канале постоянного сечения [1]:

$$Z\left(\frac{1}{\lambda_1}\right) = \sqrt{\theta}. \quad (3)$$

Решая уравнение (3), получим:

$$\left(\frac{1}{\lambda_1}\right) = \sqrt{\theta} - \sqrt{\theta - 1},$$

$$\theta = \frac{\left(1 + \frac{1}{\lambda_1^2}\right)^2}{4 \frac{1}{\lambda_1^2}}. \quad (4)$$

Степень повышения полной температура газа θ в зоне горения за ударной волной при наступлении теплового кризиса ($\lambda_3 = 1$) может быть определена из уравнения сохранения энергии:

$$T_3^* - T_1^* = \frac{\eta}{C_p} \cdot \frac{H_u}{1 + \alpha L_0} \quad \text{или} \quad \frac{\theta - 1}{\tau(\lambda_1)} = \frac{\eta}{C_p} \cdot \frac{H_u}{T_1(1 + \alpha L_0)},$$

где $\tau(\lambda_1)$ – газодинамическая функция; λ_1 – приведённая скорость стационарной ударной (детонационной) волны; T_1 , К – начальная температура горючей смеси; η – коэффициент использования теплоты; H_u , кДж/кг – низшая теплота сгорания топлива; C_p , кДж/кг К – средняя теплоёмкость продуктов сгорания; α – коэффициент избытка окислителя; L_0 – теоретически необходимое количество окислителя для полного сгорания 1 кг топлива.

Уравнение (4) для канала постоянного сечения ($n = 1$) как функции $\lambda_1 = f(\theta)$ представлено на диаграмме детонации (рис. 1).

Для $n > 1$ получим расчёт пересжатой детонации по формуле (2).

Значение коэффициента b как функции n определим при совместном решении уравнения (2) для частного случая $\theta = 1$ и уравнения сохранения массы для изоэнтропического течения в расширяющемся канале:

$$q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)_{\theta=1} = \frac{1}{n}.$$

По значению $q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)_{\theta=1}$ для дозвукового потока находим $\frac{1}{\lambda_1}$ и далее $Z\left(\frac{1}{\lambda_1}\right) = Z(\lambda_1)$ при $\theta = 1$.

$$\text{Тогда } b = \frac{Z\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)_{\theta=1} - 1}{-(1-n)}.$$

Каждому значению n будет соответствовать своё значение b . Задавая значением λ_1 и зная b , определим по формуле (2) значение степени повышения температур $\theta_{n>1}$, соответствующее наступлению теплового кризиса:

$$\theta_{n>1} = \left(\frac{Z(\lambda_1)}{1 - (1-n)b} \right)^2. \quad (5)$$

Задавая значением θ и зная b , определим по формуле (2) приведённую скорость стационарной ударной волны $\lambda_{1n>1}$, перемещающейся по каналу ($n > 1$, пересжатая ударная волна). Линии расчётной пересжатой детонации $n > 1$ нанесены на диаграмму детонации (рис. 1). Они проходят левее линии детонации в канале постоянного сечения ($n = 1$).

Приближённый расчёт детонации в сужающемся канале $n < 1$ выполнен на основании следующих рассуждений. Ударная волна, перемещающаяся в канале $n < 1$, прекратит своё существование в связи с тем, что в большем сечении канала не выдержано третье условие механизма расчёта детонации: $\lambda_3 = 1$, так как волновое сопротивление велико, а стационарность ударной волны не обеспечена. Таким образом, существование недосжатой детонации невозможно, так как ударная волна, движущаяся со сверхзвуковой скоростью по каналу ($n < 1$), будет тормозиться до акустической скорости.

Для стабилизации такой ударной волны необходимо превратить канал с $n < 1$ в канал квазипостоянного сечения, компенсировав геометрическое воздействие тепловым.

Из уравнения сохранения массы имеем:

$$q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right) = q(\lambda_2) = q(\lambda_3) \frac{F_3}{F_2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\theta_1}}. \quad (6)$$

Условие

$$\frac{F_3}{F_2} = \sqrt{\theta_1} \text{ или } \theta_1 = \left(\frac{1}{n}\right)^2 \quad (7)$$

характеризует повышение полной температуры продуктов сгорания при подводе дополнительной теплоты, которая обеспечивает существование канала квазипостоянного сечения и в котором при определённом значении θ наступит тепловой кризис. Подведённая к газу дополнительная теплота сдвигает линию детонации $n = 1$ вправо на диаграмме детонации (рис. 1) на величину $\Delta\theta_1$.

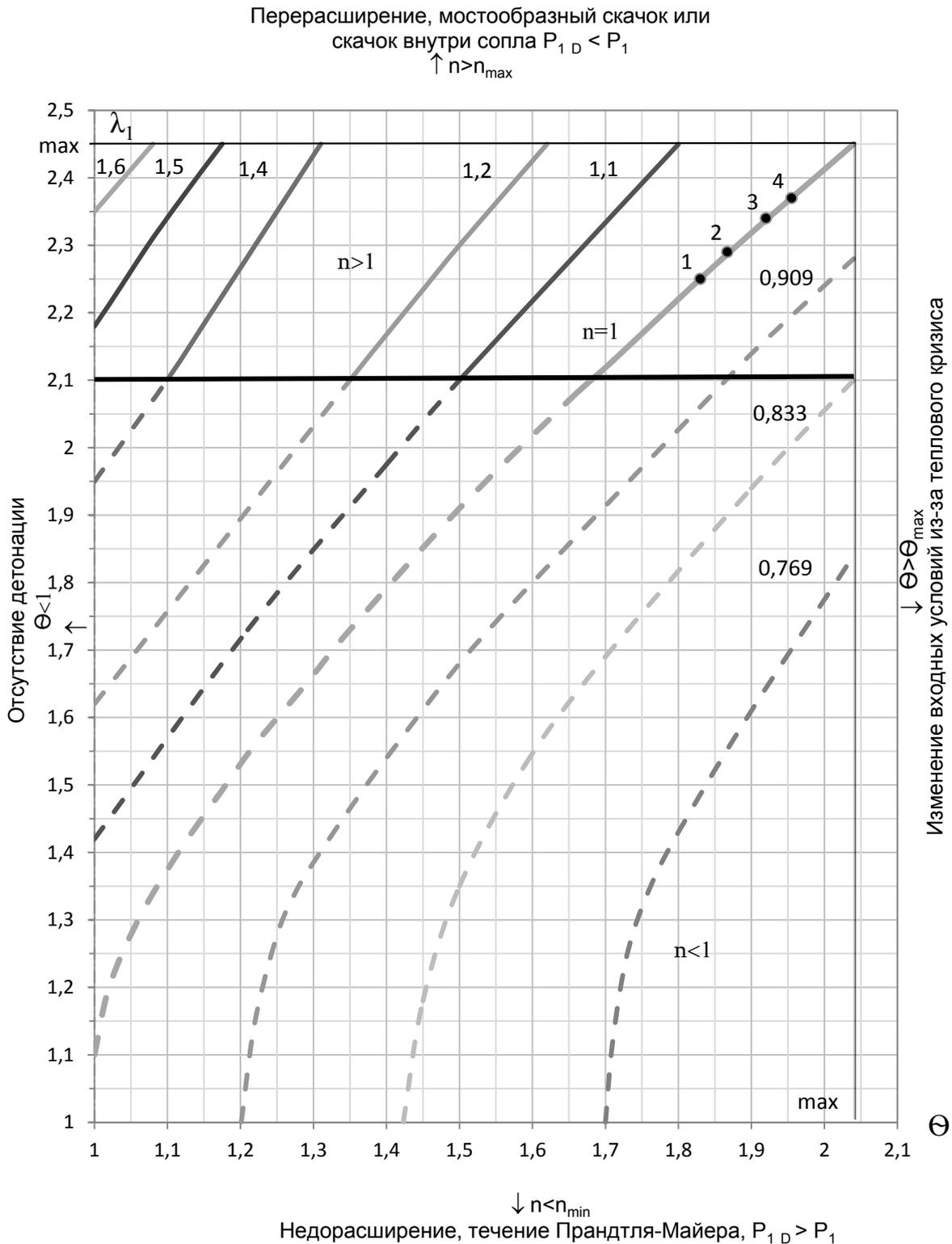


Рис. 1. Диаграмма расчётной детонации:

λ_1 – приведённая скорость ударной волны; θ – степень повышения полной температуры газа в зоне горения за ударной волной; n – отношение площадей выхода и входа канала; P_{1D} – давление потока на срезе канала при сверхзвуковом истечении; P_1 – наружное давление; точки 1, 2, 3, 4 соответствуют эксперименту [2]; $\lambda_{1max} = \sqrt{\frac{K+1}{K-1}} = 2,44$ (число $M = \infty$); $\theta_{max} = 2,04$; $k = 1,4$; $T_1 = 288K$. При $\lambda_1 \geq 2,1$ обеспечивается воспламенением горючей смеси за скачком, $T_2 \geq 1050K$

При этом из уравнения (6) следует, что $q(\lambda_2) = q(\lambda_3)$, и при малых изменениях n имеем $f(\lambda_3) - f(\lambda_2) = P_r = 0$, где $f(\lambda)$ – газодинамическая функция, приведённая плотность потока импульсов.

Таким образом

$$\theta_{n<1} = \theta + \Delta\theta_1, \tag{8}$$

где θ эквивалентно теплоте, обеспечивающей тепловой кризис ($\lambda_3 = 1$) в канале постоянного сечения и определяется уравнением (4);

$$\Delta\theta_1 = \left(\frac{1}{n}\right)^2 - 1 \tag{9}$$

эквивалентно дополнительно подведённой теплоте, превращающей конический канал в канал квазипостоянного сечения (тепловое воздействие компенсирует геометрическое).

Выражение (9) определяется из формул (1), (2), (8) с учётом $b = 0, \lambda_1 = 1, Z(\lambda_1) = 1$.

После преобразования (8) с учётом (4) и (9) получим формулу расчёта недосжатой детонации при $n < 1$:

$$\theta_{n<1} = \frac{\left(1 + \frac{1}{\lambda_1^2}\right)^2}{4 \frac{1}{\lambda_1^2}} + \left(\frac{1}{n^2} - 1\right). \tag{10}$$

Задавая λ_1 и n , по формуле (10) определим значение $\theta_{n>1}$, обеспечивающее стационарность недосжатой ударной волны.

Линии недосжатой детонации ($n < 1$) нанесены на диаграмму детонации (рис. 1). Они проходят правее линии детонации в канале постоянного сечения ($n = 1$).

Результаты расчётов

Результаты расчёта детонации в каналах переменного сечения представлены примерами в табл. 1.

Таблица 1. Значения $\theta = \frac{T_3^*}{T_2^*}$ для расчётной детонации в каналах переменного сечения

$\lambda_1 \backslash n$	2,1	2,3	2,4	2,44	Примечание
1,4(x) $b = 0,605$	1,08	1,21	1,28	1,3	Пересжатая детонация $n > 1$ (2)
1	1,65	1,87	1,98	2,03	Детонация $n = 1$ (3)
0,91	1,86	2,07	(xx)	(xx)	Недосжатая детонация $n < 1$ (10)

(х) увеличение n , превышающее значение n_{\max} , соответствующее $\lambda_{1\max}$ (рис. 1), по аналогии с течением сверхзвукового потока по расширяющемуся каналу приводит к течению с перерасширением (нерасчётный режим). При этом на выходе возникает мостообразный скачок (четыре косых и один прямой). При больших перепадах давления прямой скачок окажется внутри канала, за которым реализуется дозвуковое течение [3]. (Верхняя граница диаграммы детонации. Взрыв).

(хх) необходимо увеличение начальной температуры газа T_1 из-за уменьшения расхода газа при избытке подвода теплоты в связи с тепловым кризисом $\lambda_3 = 1$ ($\theta > \theta_{\max}$, рис. 1). (Правая граница диаграммы детонации).

Уменьшение n ниже n_{\min} , соответствующее $\lambda_{1\min} = 1$ (рис. 1), по аналогии с течением звукового потока в суживающемся канале приведёт к течению с недорасширением. Струя будет расширяться в атмосферу и будет иметь место течение Прандтля-Майера. (Нижняя граница диаграммы детонации).

При $\theta < 1$ (рис. 1) реализуется сверхзвуковой поток газа. (Левая граница диаграммы детонации).

Приведённый расчёт качественно подтверждается в [2], где сказано, что «Стационарное движение пересжатой волны можно получить с помощью так называемого мостообразного скачка, возникающего в сопле при избыточном противодавлении. Стабилизация недосжатой ударной волны может быть обеспечена, например, путём впрыска и быстрого смешения высокорективного горючего в заданном сечении нагретого потока окислителя. В таком виде осуществляется рабочий процесс гиперзвукового прямого двигателя».

На диаграмме расчётной детонации нанесены экспериментальные значения скорости детонации для разных горючих смесей, приведённые в табл. 2. Данные взяты из работы [2].

Таблица 2. Экспериментальные значения скорости детонации. Стехиометрия.
 $T_1 = 300$ К, d_1 – диаметр трубы, $p_1 = 760$ мм рт.ст.

№	Горючая смесь	λ_1	$w_1, \text{М/с}$	$d_1, \text{мм}$
1	Пропано-воздушная	2,25	1830	100
2	Водородо-воздушная	2,28	1960	74
3	Метано-кислородная	2,32	2320	—
4	Водородо-кислородная	2,36	2820	—

Расчётной детонацией будем считать распространение стабилизированной ударной волны, статические параметры которой равны значениям входных давления и температуры среды: $P_{1D} = P_1$, $T_{1D} = T_1$. При этом полное давление и температура газа в скачке равны [3]: $P_1^* = \frac{P_1}{\pi(\lambda_1)}$ и $T_1^* = \frac{T_1}{\tau(\lambda_1)}$.

$$P_1^* = \frac{P_1}{\pi(\lambda_1)} \text{ и } T_1^* = \frac{T_1}{\tau(\lambda_1)}$$

Это означает, что вся энергия скачка на выходе из канала может быть превращена в политропическую работу газа в детонационном двигателе. В противном случае (при $P_{1D} < P_1$) реализуется течение с перерасширением и потерей энергии из-за отрыва скачка внутри канала.

При $P_{1D} > P_1$ будет иметь место течение Прандтля-Майера с обесцениванием части энергии ударной волны при расширении потока в атмосфере за пределами канала.

На рис. 1 диаграмма детонации представляет собой геометрическое место точек расчётной детонации, определяемое значениями λ_1, θ и n .

Управлять расчётной детонацией можно, изменяя начальные параметры T_1 и p_1 или коэффициент избытка окислителя α .

В табл. 3 представлены параметры четырёх видов расчётной детонации.

Таблица 3. Значения параметров детонации в зависимости от изменения n, λ_1 и θ для метано-кислородной смеси $\alpha = 1, T = 300K, p_1 = 0,1MPa, k = 1,4$

№	n	λ_1	θ	P_1^* , МПа	P_2 , МПа	$T_1^* = T_2^*$, К	T_3^* , К	w , м/с	Формулы
1	1	2,32	1,89	286	5,08	2915	5510	2292	(3)
2	1,05	2,32	1,8	286	5,08	2915	5247	2292	(2)
3	1,05	2,4	1,89	7812	14	7500	14175	3800	(2)
4	0,95	2,32	2,0	286	5,08	2915	5830	2292	(10)

Особенности детонации

На основании анализа диаграммы детонации (рис. 1) и результатов расчётов, представленных в табл. 1 – 3, отметим особенности осуществления детонации в каналах переменного сечения.

При $n = 1$ детонация в канале постоянного сечения представляет собой распространение ударной волны с приведённой скоростью λ_1 , стационарность которой обеспечивается при наступлении теплового кризиса в результате подвода теплоты сгорания топливной смеси в дозвуковом потоке газа за ударной волной. При этом приведённая скорость продуктов сгорания во входном сечении канала $\lambda_3 = 1$ при степени повышения полной температуры газа в зоне горения θ .

При $n > 1$ детонация в расширяющемся канале представляет собой распространение ударной волны с приведённой скоростью λ_1 , стационарность которой обеспечивается при наступлении теплового кризиса в результате подвода теплоты сгорания топливной смеси в дозвуковом потоке газа за ударной волной. При этом приведённая скорость продуктов сгорания во входном сечении канала $\lambda_3 = 1$ при степени повышения полной температуры газа в зоне горения $\theta_{n>1} < \theta$.

При $n > 1$ детонация в расширяющемся канале представляет собой распространение ударной волны с приведённой скоростью $\lambda_{n>1} > \lambda_1$ (пересжатая ударная волна), стационарность которой обеспечивается при наступлении теплового кризиса в результате подвода теплоты сгорания топливной смеси в дозвуковом потоке газа за ударной волной. При этом приведённая скорость продуктов сгорания во входном сечении канала равна $\lambda_3 = 1$ при степени повышения полной температуры газа в зоне горения θ .

При $n < 1$ детонация в сужающемся канале представляет собой распространение ударной волны с приведённой скоростью λ_1 , стационарность которой обеспечивается при наступлении теплового кризиса в результате подвода теплоты сгорания топливной смеси в дозвуковом потоке газа за ударной волной. При этом приведённая скорость продуктов сгорания во входном сечении канала квазипостоянного сечения $\lambda_3 = 1$ при степени повышения полной температуры газа в зоне горения $\theta_{n>1} > \theta$.

Как показано выше, связь скорости детонации с характеристиками горючей смеси устанавливается уравнением сохранения энергии:

$$\frac{\theta - 1}{\tau(\lambda_1)} = \frac{\eta\kappa}{C_p} \cdot \frac{H_u}{(1 + \alpha L_0)T_1}, \quad (11)$$

где $\eta\kappa$ – коэффициент использования теплоты, характеризующий её потери на диссоциацию продуктов сгорания и на неполноту сжигания топлива за ударной волной, связанной, в частности, с диаметром детонационной трубы d ; κ – коэффициент, учитывающий влияние разряжения среды на диссоциацию продуктов сгорания (определяется из табл. 4); θ определяется по формуле (4); $\tau(\lambda) = 1 - (\kappa - 1/\kappa + 1)\lambda^2$ – газодинамическая функция.

Таблица 4. Влияние разряжения p_1 на диссоциацию [4]

p_1 , мм рт. ст.	760 и более	400	200
κ	1	0,94	0,8

Для заключения о влиянии d на скорость детонации воспользуемся исследованиями [5] в связи с идентичностью процессов горения топлива в дозвуковом потоке за ударной волной и горения в камере сгорания газотурбинного двигателя. В обоих случаях процесс подвода топлива к дозвуковому потоку осуществляется при постоянном давлении ($p = \text{const}$). В указанной работе сказано, что при увеличении отношения площади боковой поверхности жаровой трубы $S_{жс}$ к её объёму $V_{жс}$ величина температуры стенки жаровой трубы возрастает асимптотически, стремясь к некоторому предельному значению отношения $S_{жс}/V_{жс}$ (м^{-1}). Это связано с увеличением интенсивности отвода теплоты из зоны горения к стенкам жаровой трубы, что приводит к снижению полноты сгорания топлива вплоть до погасания. Для цилиндрической камеры сгорания $S_{жс}/V_{жс} = 4\pi d_{жс} l_{жс} / \pi d_{жс}^2 l_{жс} = 4/d_{жс} = 85$ (м^{-1}) и определяется минимальный диаметр трубы $d_{жс} \sim 50$ мм, ниже которого возможно резкое снижение полноты сгорания топлива. Этот вывод подтверждается в [6], где сказано, что «При анализе образования детонации в трубах диаметром менее 50 мм желательно учитывать потери энергии». При охлаждении стенки жидкостью значение указанного диаметра возрастает, а применение керамической неохлаждаемой стенки трубы обеспечит снижение минимального диаметра.

Отношение C_p/η определим по формуле (11), используя опытные значения скорости детонации водородо-кислородной и водородо-воздушной топливных смесей, приведённые в табл. 2 для заданных начальных параметров. Для первой смеси отношение $C_p/\eta = 3,356 \frac{\text{кДж}}{\text{кг К}}$, при этом $\alpha = 1, L_0 = 8, T_1 = 303\text{К}, H_u = 120000 \text{кДж/кг}, \lambda_1 = 2,36,$

$\theta = 1,94, p_1 = 760$ мм рт.ст. Для второй смеси $C_p/\eta = 1,8 \frac{\text{кДж}}{\text{кг К}}$, при этом

$\alpha = 1, L_0 = 34,2, T_1 = 298\text{К}, H_u = 120000 \text{кДж/кг}, \lambda_1 = 2,28, \theta = 1,85, p_1 = 760$ мм рт. ст.

Зная указанные выше отношения, по выражению (11) возможно оценить влияние начальной температуры смеси T_1 и коэффициент избытка окислителя α на изменение скорости детонации. В табл. 5 приведены результаты расчёта скорости детонации в зависимости от начальной температуры смеси и дано сравнение с экспериментом, $p_1 = 760$ мм рт. ст.

Таблица 5. Влияние начальной температуры газа T_1 на скорость детонации водородо-кислородной смеси, стехиометрия, расчёт по формуле (11). Экспериментальные данные взяты из работы [2]

T_1, K	$\lambda_{1 \text{ расч}}$	$w_{1 \text{ расч}}, \text{ м/с}$	$w_{1 \text{ эксп}}, \text{ м/с}$
283	2,366	2813	2821
303	2,36	2807	2803*
373	2,34	2797	2790

*среднеарифметическое значение из шести измерений разными авторами [2] при средней начальной температуре $T_1 = 303K$

Из анализа табл. 5 следует, что повышение начальной температуры T_1 уменьшает скорость детонации. Тот же результат получен в [2]. Совпадение расчёта с экспериментом удовлетворительное. Поэтому разработанный газодинамический метод расчёта детонации для идеального газа без учёта явлений релаксации за волной может быть применён для суждения о степени эффективности детонационного двигателя. Однако будем иметь в виду, что, по сравнению с идеальным газом, при учёте релаксации необратимые затраты энергии в скачке увеличиваются и энтропия возрастает сильнее [2].

Тем же методом может быть рассчитано влияние коэффициента избытка окислителя на скорость детонации по формуле (11).

Таким образом, определив по формуле (11) значение приведённой скорости стационарной ударной (детонационной) волны, распространяющейся по заданной активной горючей смеси, по формулам (4), (5), (10) и рис. 1 можно найти параметры, характеризующие детонацию, пересжатую детонацию и недосжатую детонация, что обеспечивает расчёт параметров детонации и, соответственно, расчёт параметров термического коэффициента полезного действия идеального цикла детонационного двигателя [7].

Как указывалось в [1], стабилизировать ударную волну возможно повышением температуры газа за ней посредством теплоты химических реакций, которые протекают по цепному механизму с разветвлёнными цепями, например, горение водородно-кислородной смеси. Катализатором реакций являются активные центры, такие как атомы водорода H, радикалы OH и др.

Скорость протекания таких реакций превышает в десятки и сотни тысяч раз [8] аррениусские реакции, идущие по тепловому механизму (дефлаграция или быстрый процесс в отличие от предпламенного горения [9]), что соответствует увеличению скорости движения зоны химических реакций на два порядка. При этом скорость потока газа за ударной волной относительно скачка дозвуковая и теплота подводится к газу в процессе $p = \text{const}$. Высокая скорость перемещения зоны химических реакций позволяет ей распространяться совместно с ударной волной, не «отставая» от неё, в единстве образуя детонационную волну, а процесс в целом назван в [2] детонационным горением.

Таким образом, метод газодинамического расчёта детонации, протекающей в каналах переменного сечения, может быть применён для определения параметров термодинамического цикла детонационного двигателя.

Заключение

Разработан метод газодинамического расчёта детонации в каналах переменного сечения на основании решения уравнений сохранения энергии, массы и количества движения для одномерного потока идеального газа с учётом подвода теплоты сгорания горючей смеси в дозвуковом потоке газа за волной, при наступлении теплового кризиса в котором обеспечивается стационарность ударной волны. При этом приведённая скорость газообразных продуктов сгорания равна единице.

Получены формулы для расчёта параметров детонации и представлена диаграмма расчётной детонации, протекающей в канале постоянного сечения, в расширяющемся канале (перешагнутая ударная волна), в сужающемся канале (недожата ударная волна).

Дан метод расчёта влияния начальной температуры смеси и коэффициента избытка окислителя на скорость детонации.

Показано, что диаметр детонационной трубы не должен быть меньше 50 мм для исключения неполноты сгорания топлива.

Результаты работы могут быть применены для расчёта параметров термодинамического цикла детонационного двигателя как тепловой машины со сжатием рабочего тела в ударной волне, а не в компрессоре, как в газотурбинном двигателе.

Библиографический список

1. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Оптимизация камеры сгорания. СПб.: Политехнический университет, 2015. 152 с.
2. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 740 с.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
4. Соколик А.С. Самовоспламенение, пламя и детонация в газах. М.: АН СССР, 1960. 427 с.
5. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. СПб.: Наука, 2010. 227 с.
6. Нетлетон М. Детонация в газах. М.: Мир, 1989. 280 с.
7. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Теория и расчёт параметров термодинамического цикла детонационного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 37-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-37-46
8. Кнорре Г.Ф. Топочные процессы. М.-Л.: Госэнергоиздат, 1959. 396 с.
9. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.

GAS DYNAMIC CALCULATION OF DETONATION IN VARIABLE CROSS-SECTION DUCTS

© 2019

- A. V. Grigoriev** General Designer;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- O. A. Rudakov** Research Adviser, Associate Professor;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- A. V. Solovieva** Deputy Chief Designer for Advanced R&D;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru

Formulas of gas dynamic calculation of detonation parameters in variable cross-section ducts are presented and a design detonation diagram is given. The diagram shows the detonation characteristics of super-compressed detonation and under-compressed detonation as the function of shock wave specific speed depending on the intensity of temperature of the ideal gas in a subsonic one-dimensional flow behind the shock wave propagating in a chemically active air-fuel mixture and on the ratio of geometrical expansion (convergence) of the duct. The propagation of a stationary shock-wave the static pressure of which in the output cross-section of the expanded duct is equal to atmospheric pressure is referred to as design detonation. This means that all the energy of the shock wave at the output of the duct can be converted into polytropic work function of gas expansion in a detonation engine. Otherwise, if the flow takes place in the mode of overexpansion due to the separation of the compressive shock wave inside the duct or in the case of insufficient expansion part of the shock wave energy will be lost. The total impulse equation for a geometrically expanding duct is solved by replacing the integral describing the thrust force with the average integral value of the curve of the static pressure acting on the side wall of the expanding duct. The frictional force is neglected due to its insignificant value. It is shown that the presence of an insufficiently compressed shock wave is not possible as the shock wave moving at the supersonic speed in the convergent duct will be decelerated to the sonic speed. To stabilize it additional heat should be supplied to transform the convergent duct behind the compressive shock wave into a semi-permanent cross-section duct wherein thermal crisis stabilizing the shock wave can be achieved. The minimum value of the detonation pipe diameter of 50 mm is substantiated. Below that value sharp reduction of combustion efficiency takes place. The results of the work can be used for the computation of detonation engine thermodynamic cycle parameters.

Detonation; calculation; variable cross-section ducts.

Citation: Grigoriev A.V., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Gas dynamic calculation of detonation in variable cross-section ducts. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 42-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-42-54

References

1. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. *Optimizatsiya kamery sgoraniya* [Combustion chamber optimization]. St.-Petersburg: Polytechnic University Publ., 2015. 152 p.
2. Shchetnikov E.S. *Fizika goreniya gazov* [Physics of gas combustion]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 740 p.
3. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1969. 824 p.
4. Sokolik A.S. *Samovosplamnenie, plama i detonatsiya v gazakh* [Self-ignition, flame and detonation in gases]. Moscow: AN SSSR Publ., 1960. 427 p.
5. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D. *Teoriya kamery sgoraniya* [Theory of combustion chamber]. St.-Petersburg: Nauka Publ., 2010. 227 p.
6. Nettleton M.A. *Gaseous Detonations*. London: Chapman and Hall, 1987. 276 p.
7. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Theory and calculation of parameters of the detonation engine thermodynamical cycle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 37-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-37-46. (In Russ.)
8. Knorre G.F. *Topochnye protsessy* [Burning processes]. M.-L.: Gosenergoizdat Publ., 1959. 396 p.
9. Lefebvre A.H. *Gas turbine combustion*. Hemisphere Pub. Corp., 1983. 531 p.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ СМАЗКИ И ОХЛАЖДЕНИЯ РОТОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНО-ТОПЛИВНОЙ СМЕСЬЮ

© 2019

- В. Н. Климов** начальник конструкторской бригады отдела турбин и камер сгорания; филиал ПАО «ОДК – Сатурн» – Омское моторостроительное конструкторское бюро, г. Омск; Klimov-Vitaliy-asp@yandex.ru
- Д. Я. Дудьев** заместитель главного конструктора по малоразмерным ГТД; филиал ПАО «ОДК – Сатурн» – Омское моторостроительное конструкторское бюро, г. Омск; omkb@omkb.ru
- В. Я. Сигаило** начальник конструкторского отдела; филиал ПАО «ОДК – Сатурн» – Омское моторостроительное конструкторское бюро, г. Омск; omkb@omkb.ru
- Н. И. Климов** начальник отдела маслосистем и зубчатых передач; филиал ПАО «ОДК – Сатурн» – Омское моторостроительное конструкторское бюро, г. Омск; Klimov.nik.omsk@gmail.com
- Ю. К. Машков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Материаловедение»; Омский государственный технический университет; info@omgtu.ru

Рассмотрена перспективная конструкция газотурбинного двигателя, в которой воздушно-топливная смесь, полученная в специальном смесителе, подаётся к подшипнику, установленному в опоре турбины, и далее через полый вал к подшипнику опоры компрессора, после чего направляется на вход в двигатель. Сложность реализации такой схемы двигателя заключается в обеспечении работоспособности смазываемых воздушно-топливной смесью подшипников в течение заданного времени. Это связано с невозможностью достаточно точного определения теплового состояния подшипников и режима трения в них. Решение данных задач требует проведения экспериментальных работ по определению коэффициентов трения и конвективной теплоотдачи в подшипниках, а также их полного ресурса при различных режимах работы и параметрах продуваемой через подшипники воздушно-топливной смеси. Представлены результаты испытаний смазываемого воздушно-топливной смесью, маслом МС-8П и работающего без смазки шарикового радиально-упорного подшипника 45-126205РЯ. Выполнен анализ работоспособности смазываемых воздушно-топливной смесью роторных подшипников, определена область эффективного применения газотурбинного двигателя с воздушно-топливной системой смазки.

Газотурбинный двигатель; система смазки; воздушно-топливная смесь; коэффициент трения; подшипник.

Цитирование: Климов В.Н., Дудьев Д.Я., Сигаило В.Я., Климов Н.И., Машков Ю.К. Исследование работоспособности системы смазки и охлаждения роторных подшипников газотурбинного двигателя воздушно-топливной смесью // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 55-66. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-55-66

Одним из основных способов улучшения массогабаритных характеристик, а также снижения стоимости газотурбинных двигателей (ГТД) является упрощение их конструкции (включая системы и агрегаты). Эффективным мероприятием для этого может быть переход от традиционной циркуляционной масляной системы смазки [1] к разомкнутой схеме смазки роторных подшипников воздушно-топливной смесью с после-

дующим частичным или полным её возвращением в термодинамический процесс ГТД. Одна из возможных схем ГТД с такой системой смазки и охлаждения подшипников представлена в [2]. В предложенной конструкции для смазки и охлаждения роторных подшипников ГТД используется воздушно-топливная смесь, получаемая в специальном смесителе, установленном на корпусе двигателя. Воздух в смеситель подаётся из проточной части компрессора, а топливо из магистрали подачи топлива – в камеру сгорания. Полученная смесь по трубопроводу подаётся к подшипнику, установленному в опоре турбины, и далее через полый вал к подшипнику опоры компрессора, после чего направляется на вход в компрессор (рис. 1).

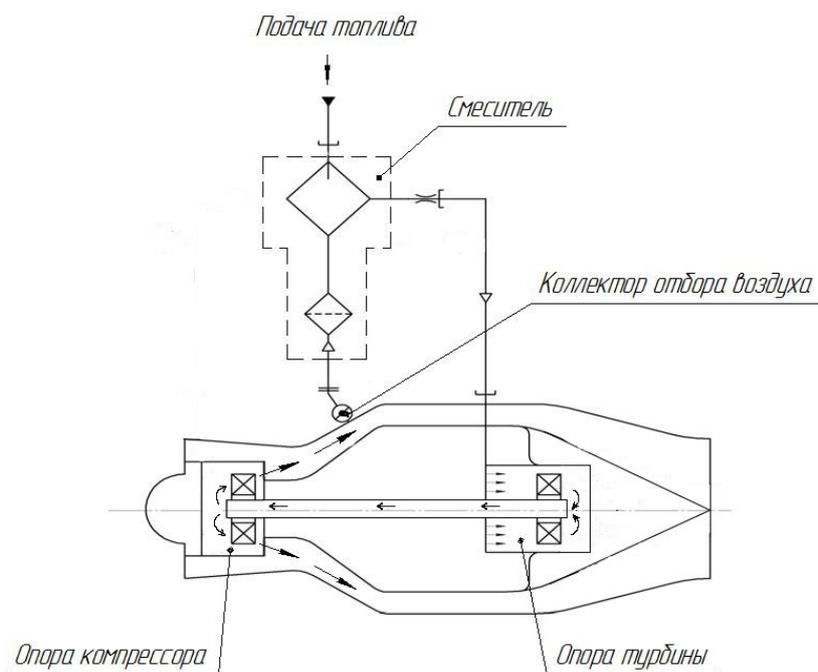


Рис. 1. Схема смазки и охлаждения роторных подшипников ГТД воздушно-топливной смесью

Данная конструкция позволяет минимизировать потери топлива, поскольку топливо, отбираемое для смазки подшипников, возвращается в камеру сгорания, и обеспечить стабильную смазку и охлаждение подшипников без использования маслобака, охладителя, маслоотделителя, маслонасоса и магистралей откачки масла из опор двигателя. Расположение смесителя в «холодной» зоне снаружи двигателя позволяет исключить коксование распылителя, что обеспечивает его надёжную работу без необходимости продувок после остановки двигателя.

Сложность реализации описанной схемы ГТД заключается в обеспечении работоспособности смазываемых воздушно-топливной смесью подшипников в течение заданного времени, что связано с невозможностью достаточно точного определения теплового состояния подшипников и режима трения в них. В качестве топлива в ГТД традиционно используется керосин, физико-химические свойства и трибологические характеристики которого существенно отличаются от аналогичных свойств масел [3]. При смазке распылённым топливом, вязкость которого существенно ниже вязкости масла, подшипник в большом диапазоне частот вращения работает в режиме граничного трения [4], при котором происходит частичное касание поверхностей его движущихся деталей. Это приводит к увеличению силы трения в подшипнике и, как следствие, к по-

вышенному тепловыделению в нём и ускоренному износу его деталей, что существенно ограничивает работоспособность и срок службы подшипника.

Исследования причин износа и разрушения подшипников при масляном голодании [5] указывают на то, что в условиях граничного трения основной причиной выхода подшипников из строя является значительное повышение их температуры. Следовательно для обеспечения длительной работоспособности подшипника, смазываемого воздушно-топливной смесью, в первую очередь необходимо обеспечить его эффективное охлаждение. Это, в свою очередь, требует точного определения теплового состояния подшипника в данных условиях работы.

На установившемся режиме работы ГТД в опоре подшипника устанавливается равенство мощностей тепловых потоков согласно уравнению:

$$Q_{отв} = Q_{под} + Q_{тр},$$

где $Q_{отв}$ – мощность теплового потока, отводимого от подшипника воздушно-топливной смесью; $Q_{под}$ – мощность теплового потока, подводимого к подшипнику через стенки опоры подшипника и вал; $Q_{тр}$ – мощность теплового потока, генерируемого в подшипнике в процессе трения между его деталями.

Мощность теплового потока, отводимого от подшипника смесью, определяется согласно [6]:

$$Q_{отв} = k S (T_n - T_{см}),$$

где $k = f(G_e, G_m, p_{см}, T_{см}, n)$ – коэффициент конвективной теплоотдачи; G_e – расход воздуха через подшипник; G_m – расход топлива через подшипник; $p_{см} = (p_{см.вх} + p_{см.вых})/2$ – среднее статическое давление воздушно-топливной смеси в подшипнике; $p_{см.вх}$ – статическое давление на входе в подшипник; $p_{см.вых}$ – статическое давление на выходе из подшипника; $T_{см} = (T_{см.вх} + T_{см.вых})/2$ – средняя температура воздушно-топливной смеси в подшипнике; $T_{см.вых}$ – температура воздушно-топливной смеси на выходе из подшипника; $T_{см.вх}$ – температура воздушно-топливной смеси на входе в подшипник; n – частота вращения вала, [об/мин]; S – площадь поверхности подшипника, обдуваемой воздушно-топливной смесью; T_n – температура подшипника.

Мощность теплового потока, генерируемого в подшипнике, определяется следующим образом:

$$Q_{тр} = N_{тр},$$

где $N_{тр}$ – потери мощности на трение в подшипнике [7]:

$$N_{тр} = \frac{M_{тр} \cdot n}{9550}. \quad (1)$$

Момент трения, возникающий в подшипнике, согласно [7]:

$$M_{тр} = f_{тр} P \frac{d}{2}, \text{ [Н} \cdot \text{мм]}, \quad (2)$$

где f_{np} – приведённый к валу условный коэффициент трения, величина которого для смазываемого воздушно-топливной смесью подшипника неизвестна и требует экспериментального определения в различных условиях эксплуатации (расхода распыленного топлива через подшипник, перепада давления смеси на подшипнике, температуры смеси, частоты вращения вала); P – эквивалентная динамическая нагрузка на подшипник; d – внутренний диаметр подшипника [мм].

Таким образом, для обеспечения приемлемой температуры подшипника, смазка и охлаждение которого осуществляются воздушно-топливной смесью, необходимо экспериментальное определение коэффициентов трения f_{np} и конвективной теплоотдачи k в подшипнике в зависимости от режима его работы и параметров продуваемой через него воздушно-топливной смеси.

Анализ режима трения в смазываемом воздушно-топливной смесью подшипнике для выбранного режима его работы и условий смазки может быть выполнен на основании результатов ресурсных испытаний подшипника.

Целью данной работы является исследование работоспособности смазываемых воздушно-топливной смесью подшипников роторных опор ГТД при различных условиях эксплуатации.

Оценка работоспособности смазываемых воздушно-топливной смесью подшипников производилась по результатам испытаний, проведённых в филиале ПАО «ОДК – Сатурн» – ОМКБ на специальном стенде, имитирующем условия их работы в составе двигателя. При этом задняя опора ротора установки имитировала опору ГТД со смазкой и охлаждением подшипника воздушно-топливной смесью, а передняя располагалась в специальном модуле и представляла собой опору с аналогичным подшипником, смазка и охлаждение которого производились маслом МС-8П (рис. 2). Такое исполнение позволило сравнить эффективность применения воздушно-топливной смеси и масла.

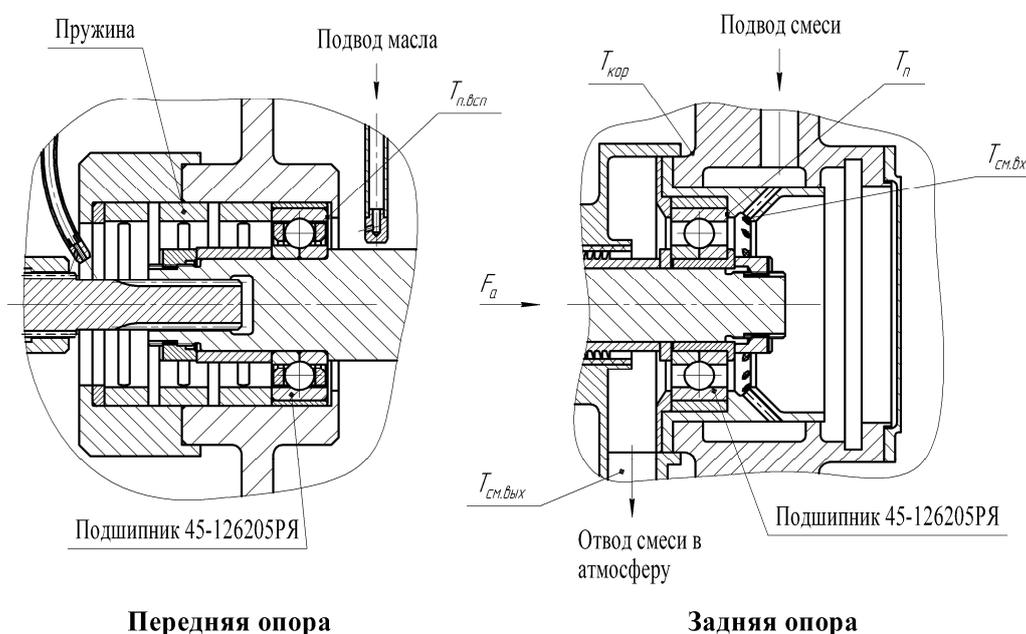


Рис. 2. Опоры ротора установки:

T_n – температура наружного кольца испытываемого подшипника; $T_{n.всп}$ – температура наружного кольца вспомогательного подшипника; $T_{см.вх}$ – температура смеси на входе в подшипник; $T_{см.вых}$ – температура смеси на выходе из подшипника; $T_{кор}$ – температура корпуса опоры; F_a – осевая сила

В качестве объекта испытания был выбран шариковый радиально-упорный подшипник 45-126205РЯ с керамическими телами качения из нитрида кремния Si_3N_4 . Использование керамических шариков было обусловлено меньшими силами трения и меньшим тепловыделением в подшипнике по сравнению с подшипниками со стальными шариками [8]. В качестве топлива использовался керосин ТС-1 с добавлением 5% масла МС-8П. Осевая нагрузка, действующая на подшипники, создавалась специальной пружиной и составляла 1765,8 Н (180 кГ). Дисбаланс ротора в местах установки подшипников составлял 20 г·мм. Величина полного избыточного давления воздушно-топливной смеси перед подшипником составляла 117,7 кПа (1,2 кГ/см²). Для минимизации теплообмена между потоком воздушно-топливной смеси и корпусными деталями установки температура смеси на входе в установку поддерживалась примерно равной температуре корпуса $T_{\text{см.вх}} \approx T_{\text{кор}} \approx 12...20$ °С. Для оценки работоспособности смазываемого воздушно-топливной смесью подшипника и сравнения эффективности его охлаждения по отношению к подшипнику, смазываемому маслом, производились измерения температур наружных колец подшипников, температур воздушно-топливной смеси и масла на входе и выходе из подшипников. Раскрутка вала установки осуществлялась электродвигателем.

Потеря мощности на трение $N_{\text{тр}}$ в подшипнике определялась по формуле:

$$N_{\text{тр}} = Q_{\text{см}} + Q_{\text{кор}}. \quad (3)$$

Мощность теплового потока $Q_{\text{см}}$, отводимого от подшипника воздушно-топливной смесью, согласно [6]:

$$Q_{\text{см}} = G_{\text{см}} C_{\text{р см}} (T_{\text{см.вых}} - T_{\text{см.вх}}).$$

Здесь $G_{\text{см}} = G_{\text{г}} + G_{\text{м}}$ – расход воздушно-топливной смеси через подшипник; $C_{\text{р.см}}$ – удельная теплоёмкость воздушно-топливной смеси, определявшаяся по формуле:

$$C_{\text{р.см}} = \frac{C_{\text{р.к}} T_{\text{м}} G_{\text{м}} + C_{\text{р.г}} T_{\text{г}} G_{\text{г}}}{G_{\text{см}} T_{\text{см0}}},$$

где $C_{\text{р.к}}$ – удельная теплоёмкость керосина; $T_{\text{м}}$ – температура топлива на входе в смеситель; $C_{\text{р.г}}$ – удельная теплоёмкость воздуха; $T_{\text{г}}$ – температура воздуха на входе в смеситель; $T_{\text{см.0}}$ – температура воздушно-топливной смеси на входе в установку.

Мощность теплового потока, отводимого от подшипника в корпус установки, согласно [6]:

$$Q_{\text{кор}} = K S_{\text{к}} (T_{\text{н}} - T_{\text{кор}}),$$

где $S_{\text{к}}$ – площадь поверхности подшипника, контактирующей с корпусом подшипника; K – коэффициент теплопередачи корпуса подшипника, определённый экспериментальным путём для каждого значения расхода топлива $G_{\text{м}}$ при $n = 43000$ об/мин исходя из предположения о том, что весь тепловой поток, отводимый от подшипника в корпус подшипника, снимается омывающей корпус подшипника воздушно-топливной смесью:

$$Q_{кор} = G_{см} C_{p,см} (T_{вх} - T_{см0}).$$

Эквивалентная динамическая нагрузка, действующая на каждый подшипник, согласно [7]:

$$P = 0,41 \cdot F_r + 0,87 \cdot F_a,$$

где F_a – осевая сила, действующая на подшипники со стороны пружины; F_r – радиальная сила, действующая на каждый подшипник и возникающая под действием центробежных сил вследствие дисбаланса ротора.

Результаты испытаний подшипников представлены в табл. 1, 2.

Таблица 1. Результаты испытаний подшипника, смазываемого маслом МС-8П

Частота вращения вала	Эквивалентная динамическая нагрузка	Расход масла через подшипник	Температура масла на входе в модуль	Температура наружного кольца подшипника
n , [об/мин]	P , [Н]	G_m [г/с]	$T_{м.вх}$, [°С]	$T_{н.всп}$, [°С]
10000	1545,2	10,3	53	60
20000	1572,2	10,3	53	66
30000	1617,1	10,3	52	73
43000	1702,3	10,3	54	97

Таблица 2. Результаты испытания подшипника, смазка и охлаждение которого осуществлялась воздушно-топливной смесью

Частота вращения вала	Эквивалентная динамическая нагрузка	Концентрация топлива в смеси	Температура смеси на входе в подшипник	Температура наружного кольца подшипника	Температура смеси на выходе из подшипника
n , [об/мин]	P , [Н]	$\frac{G_m}{G_{см}} \cdot 100\%$	$T_{см.вх}$, [°С]	T_n , [°С]	$T_{см.вых}$, [°С]
10000	1545,2	10,7%	13	16,5	16,5
20000	1572,2		10,5	16,5	17,5
30000	1617,1		18	29	27
43000	1702,3		18,5	32	37
10000	1545,2	8,7%	15	18	18
20000	1572,2		14	20	20,5
30000	1617,1		17	28	25,5
43000	1702,3		18,5	33	38
10000	1545,2	7,0%	11	15	14
20000	1572,2		14,5	21,5	20,5
30000	1617,1		19	32	27,5
43000	1702,3		20,5	36	37
10000	1545,2	4,9%	15	18	19
20000	1572,2		18	24	23
30000	1617,1		16,5	30	25
43000	1702,3		21	39	39
10000	1545,2	0	16	23	22
20000	1572,2		17	30	25,5
30000	1617,1		16,5	47	32,5

Анализ полученных результатов показал высокую эффективность смазки и охлаждения подшипника воздушно-топливной смесью. Превышение температуры подшипника, смазываемого и охлаждаемого воздушно-топливной смесью, над температурой смеси на входе в подшипник при частоте вращения вала $n = 43000$ об/мин составило не более 18°C , что в 2,4 раза меньше, чем при смазке маслом (превышение температуры подшипника, смазываемого и охлаждаемого маслом МС-8П, над температурой масла на входе в него при той же частоте вращения вала и нагрузке составило 43°C).

Исследование зависимости коэффициента конвективной теплоотдачи в подшипнике от параметров продуваемой через подшипник воздушно-топливной смеси требует проведения дополнительных испытаний.

Зависимости коэффициентов трения f_{np} в смазываемом воздушно-топливной смесью подшипнике от частоты вращения при различных концентрациях топлива в смеси, рассчитанные по формулам (1) – (3) с использованием полученных в результате экспериментов данных (табл. 2), представлены на рис. 3.

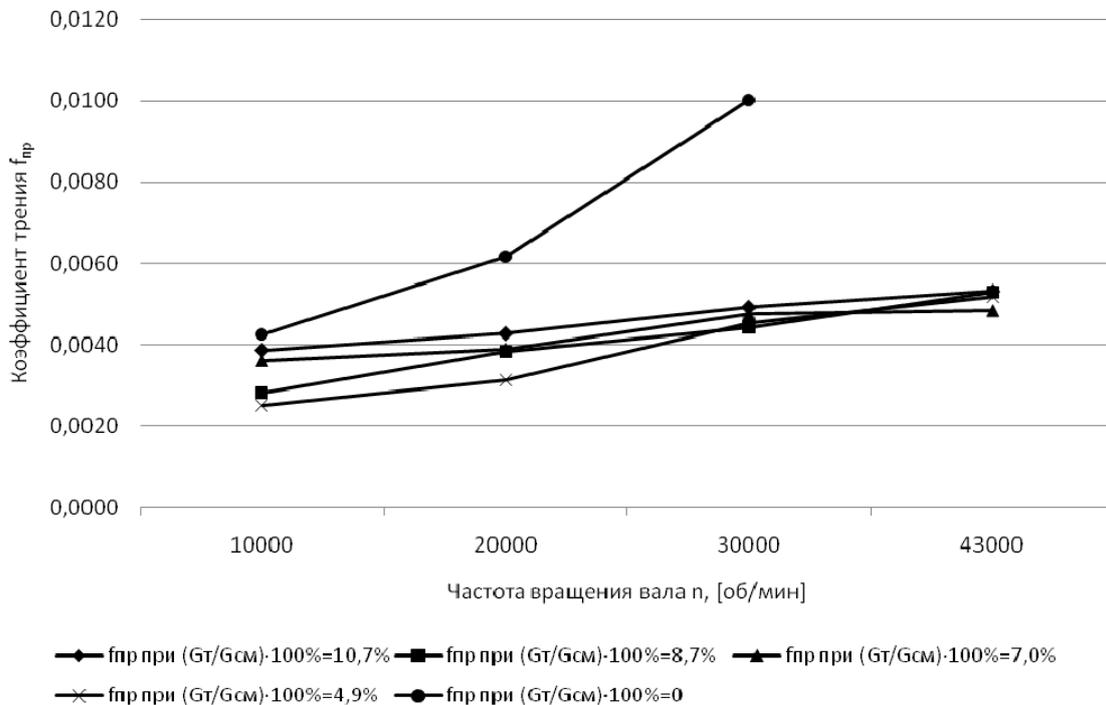


Рис. 3. Расчетная зависимость коэффициента трения f_{np} в подшипнике от частоты вращения вала при различных концентрациях топлива в смеси

Анализ зависимостей на рис. 3 показывает, что смазка подшипника даже сравнительно небольшим количеством топлива при правильном выборе режима работы подшипника может приводить к существенному уменьшению коэффициента трения в нём по сравнению с подшипником, работающим без смазки. Из графиков видно, что при частоте вращения до $n \approx 10000$ об/мин условия трения в смазываемом воздушно-топливной смесью подшипнике близки к условиям «сухого» трения. С ростом частоты вращения вала разница между коэффициентом трения в работающем без смазки и смазываемом воздушно-топливной смесью подшипнике существенно увеличивается, что свидетельствует об улучшении условий смазки подшипника вследствие увеличения толщины смазочного слоя между его деталями.

Увеличение расхода топлива через подшипник приводит к увеличению коэффициента трения в подшипнике и количества выделяющейся в нём теплоты, что объясняется увеличением потерь мощности на перемешивание смазки. Это подтверждается увеличением разности температур между потоком на выходе из подшипника $T_{см.вых}$ и наружным кольцом подшипника T_n с увеличением расхода топлива.

Проанализируем условия смазки подшипника в зависимости от его режима работы и параметров продуваемой через него воздушно-топливной смеси.

Одним из основных параметров, характеризующих условия смазки подшипника и используемых для оценки его работоспособности, является безразмерный параметр смазки Λ [9]:

$$\Lambda = \frac{h_0}{\sqrt{Ra_1^2 + Ra_2^2}},$$

где h_0 – толщина смазочного слоя; Ra_1 и Ra_2 – соответственно высота микронеровностей кольца и шарика подшипника.

Параметр смазки Λ связан с долговечностью подшипника. При значениях $\Lambda < 0,8$ на контактирующих поверхностях тел качения с кольцами подшипника возникает контакт металла с металлом, вследствие чего долговечность подшипника снижается. При $0,8 \leq \Lambda \leq 3$ условия смазки подшипника считаются удовлетворительными. При $\Lambda > 3$ плёнка упругого текучего смазочного материала гарантированно предохраняет рабочие поверхности от металлического контакта, вследствие чего долговечность подшипника повышается в несколько раз.

Расчёт параметра смазки Λ и толщины смазочного слоя h_0 в подшипнике производился при $Ra_1 = 0,16$ [мкм] и $Ra_2 = 0,08$ [мкм] по методикам, изложенным в [10]. Значения пьезокоэффициента вязкости керосина, использовавшиеся при расчёте h_0 , были определены по формуле [11]:

$$\alpha = (0,6 + \lg \nu_t) \cdot 10^{-2},$$

где α – пьезокоэффициент вязкости [1/МПа]; ν_t – кинематическая вязкость смазочного материала [мм²/с].

Результаты расчётов пьезокоэффициента вязкости керосина α и параметра смазки Λ для исследуемого подшипника 45-126205РЯ представлены на рис. 4, 5.

Из графиков рис. 5 видно, что условия смазки подшипника существенно улучшаются при увеличении частоты вращения подшипника и уменьшении температуры смазочной жидкости, что связано с увеличением толщины смазочного слоя между телами качения и кольцами подшипника. При этом влияние температуры смазки на толщину смазочного слоя обусловлено уменьшением динамической вязкости и пьезокоэффициента вязкости керосина (рис. 4) при увеличении его температуры. Отсюда следует, что условия смазки подшипников ГТД могут быть улучшены за счёт использования более вязкого топлива либо добавления в него масла, что и было реализовано в ходе испытаний (в керосин ТС-1 добавлялось 5% масла МС-8П).

Следует отметить, что методика расчёта толщины смазочного слоя в подшипнике [10] составлена для случая, когда расход смазки через подшипник достаточен для образования её максимально возможной в данных условиях эксплуатации толщины. Ис-

пользование данной методики для подшипника, смазываемого воздушно-топливной смесью с малым расходом топлива, может быть некорректным и требует экспериментальной проверки.

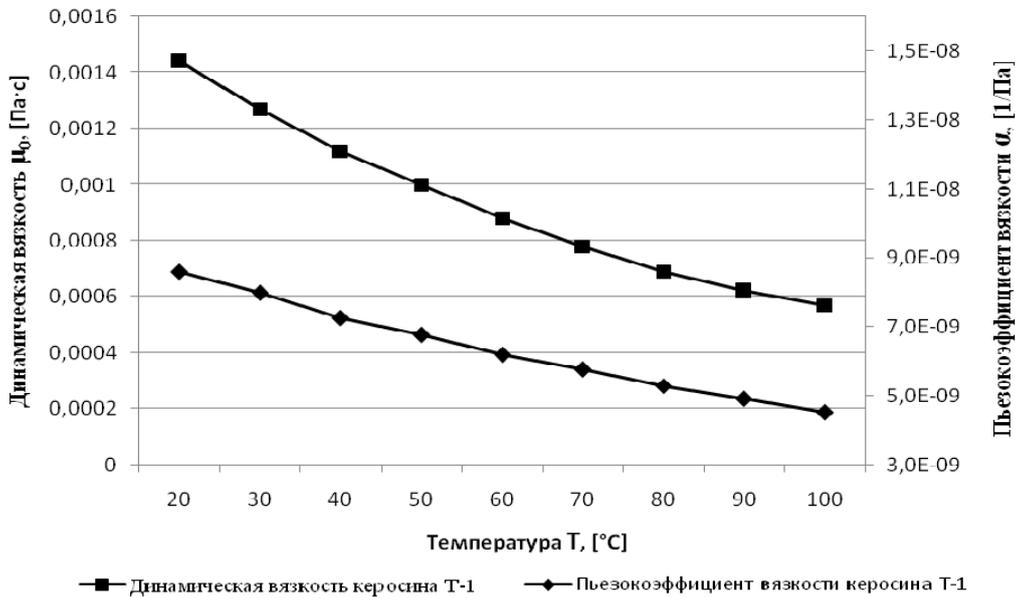


Рис. 4. Зависимость динамической вязкости μ_0 и пьезокоэффициента вязкости α керосина от его температуры

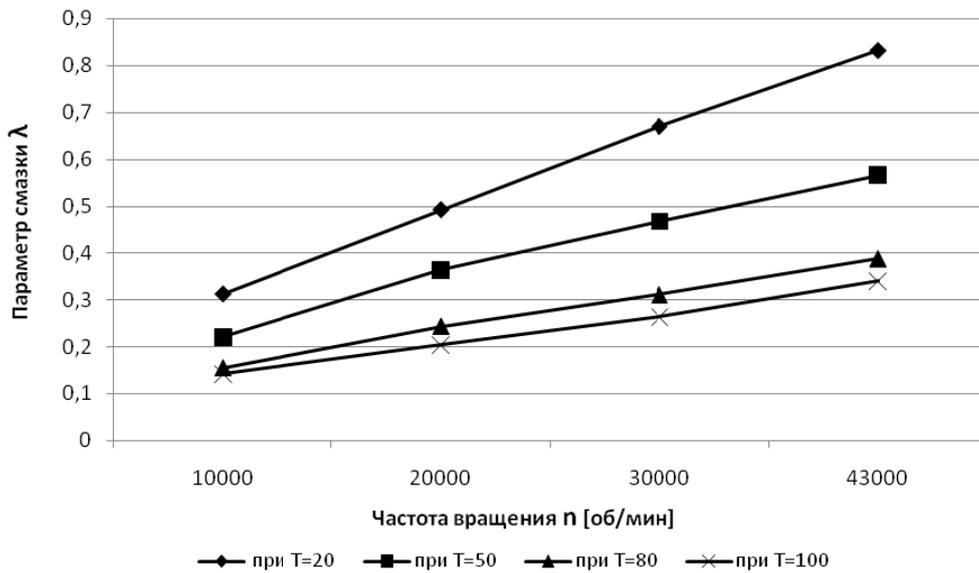


Рис. 5. Расчётная зависимость параметра смазки λ от частоты вращения при различных температурах керосина

Выводы

Проведённый анализ показывает, что из-за недостаточной толщины смазочного слоя между телами качения и кольцами подшипника при малых частотах вращения ротора область эффективного применения описанной воздушно-топливной системы

смазки являются высокооборотные ГТД. При этом использование воздушно-топливной смеси для охлаждения роторных подшипников позволяет обеспечивать их приемлемое тепловое состояние при высоких частотах вращения ротора. Для улучшения условий смазки подшипников и увеличения их полного ресурса в таких ГТД целесообразно использование топлива с высокими значениями динамической вязкости и пьезокоэффициента вязкости либо добавление в топливо масла. Определение оптимального количества добавляемого в топливо масла, не оказывающего существенного влияния на характеристики камеры сгорания ГТД, требует проведения дополнительных испытаний.

Момент трения в смазываемом воздушно-топливной смесью подшипнике при величине перепада полного давления смеси на подшипнике, равной 117,7 кПа ($1,2 \text{ кг/см}^2$), частоте вращения $n = 10000 \dots 43000$ об/мин и концентрации топлива (керосин ТС-1 с добавлением 5% масла МС-8П) в смеси, равной 4,9...10,7%, с достаточной степенью точности может быть рассчитан по формуле (2) с использованием полученных значений f_{np} (рис. 3).

Определение полного ресурса подшипника при различных режимах его работы и параметрах продуваемой через него воздушно-топливной смеси требует проведения дополнительных ресурсных испытаний. Суммарное время работы подшипника за весь комплекс проведённых испытаний с $n = 10000 \dots 43000$ об/мин при концентрациях топлива в смеси, равных 4,9...10,7%, составило более пяти часов. При этом по завершении работ состояние подшипника признано удовлетворительным, что подтверждает возможность использования данной системы смазки для короткоресурсных высокооборотных ГТД.

Учёт приведённых в статье данных при проектировании перспективных ГТД с воздушно-топливной системой смазки позволит выбрать оптимальные режимы работы двигателя, а также параметры смазывающей роторные подшипники воздушно-топливной смеси, обеспечивающие работоспособность системы смазки ГТД при минимальных потерях топлива и давления воздуха в компрессоре. Это обеспечит повышение надёжности и ресурса разрабатываемых ГТД.

Библиографический список

1. Бич М.М., Вейнберг Е.В., Сурнов Д.Н. Смазка авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 176 с.
2. Климов В.Н., Климов Н.И. Перспективная схема смазки и охлаждения подшипников короткоресурсного газотурбинного двигателя воздушно-топливной смесью // Омский научный вестник. 2017. № 3 (153). С. 39-43.
3. Резников М.Е. Авиационные топлива и смазочные материалы (авиационная химология): учебное пособие. М.: Военное издательство министерства обороны России, 2003. 234 с.
4. Пенкин Н.С., Пенкин А.Н., Сербин В.М. Основы трибологии и триботехники: учебное пособие. М.: Машиностроение, 2008. 208 с.
5. Повреждения подшипников качения и их причины. СПб: SKF, 2002. 47 с.
6. Луканин В.Н., Шатров М.Г., Камфер Г.М. Теплотехника. М.: Высшая школа, 2000. 671 с.
7. Леликов О.П. Подшипники качения: справочник. М.: Инновационное машиностроение, 2017. 666 с.
8. Петров Н.И., Лаврентьев Ю.Л. Исследование работоспособности гибридных подшипников качения разных конструкций в ожидаемых условиях эксплуатации // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и

перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 218-219.

9. Черневский Л.В., Коросташевский Р.В., Яхин Б.А. Подшипники качения: справочник-каталог. М.: Машиностроение, 1997. 896 с.

10. Коднир Д.С. Контактная гидродинамика смазки деталей машин. М.: Машиностроение, 1976. 304 с.

11. Пузик Е.А., Филатов А.А. Методика определения пьезокоэффициента вязкости в нагруженной контактной зоне подшипников качения // Механическое оборудование металлургических заводов. 2016. № 1 (6). С. 10-13.

RESEARCH OF THE OPERABILITY OF AN AIR-FUEL LUBRICATION AND COOLING SYSTEM OF GAS TURBINE ENGINE ROTOR BEARINGS

© 2019

- V. N. Klimov** Head of the Design Team, Department of Turbines and Combustion Chambers; Branch of PJSC “UEC Saturn” – Omsk Engine Design Bureau (JSC), Omsk, Russian Federation;
Klimov-Vitaliy-asp@yandex.ru
- D. Ya. Dud’ev** Deputy Chief Designer for Small-Size GTE; Branch of PJSC “UEC Saturn” – Omsk Engine Design Bureau (JSC), Omsk, Russian Federation;
omkb@omkb.ru
- V. Ya. Sigaylo** Head of the Design Department; Branch of PJSC “UEC Saturn” – Omsk Engine Design Bureau (JSC), Omsk, Russian Federation;
omkb@omkb.ru
- N. I. Klimov** Head of the Department of Oil Systems and Gears; Branch of PJSC “UEC Saturn” – Omsk Engine Design Bureau (JSC), Omsk, Russian Federation;
Klimov.nik.omsk@gmail.com
- Yu. K. Mashkov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Material Science; Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation;
info@omgtu.ru

The article is devoted to the problem of ensuring the operability of air-fuel lubrication and cooling systems for gas turbine engine (GTE) rotor bearings. The paper considers one of the advanced designs of a GTE in which an air-fuel mixture obtained in a special mixer is fed to a bearing installed in the turbine support and then through a hollow shaft to the bearing of the compressor support and then directed to the engine input. It is difficult to implement such a GTE scheme because of the necessity to ensure the operability of bearings lubricated with an air-fuel mixture for a predetermined period of time. It is impossible to determine the thermal state of the bearings and the friction regime in them with sufficient accuracy. The solution of the problems requires carrying out experimental work to determine the coefficients of friction and convective heat transfer in the bearings, as well as their full service life under various operating conditions and parameters of the air-fuel mixture blown through the bearings. The paper presents the results of testing a 45-126205PЯ radial thrust bearing lubricated with an air-fuel mixture, MC-8II oil and a non-lubricated bearing of the same kind. The operability of the GTE rotor bearings lubricated with the air-fuel mixture is analyzed, the area of efficient application of the gas turbine engine with an air-fuel lubrication system is determined.

Gas turbine engine; lubrication system; air-fuel mixture; coefficient of friction; bearing.

Citation: Klimov V.N., Dud’ev D.Ya., Sigaylo V.Ya., Klimov N.I., Mashkov Yu.K. Research of the operability of an air-fuel lubrication and cooling system of gas turbine engine rotor bearings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 55-66. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-55-66

References

1. Bich M.M., Veynberg E.V. Surnov D.N. *Smazka aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Lubrication of aviation gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979. 176 p.
2. Klimov V.N., Klimov N.I. Promising lubrication and cooling scheme for small resource GTE bearings by air-fuel mixture. *Omsk Scientific Bulletin*. 2017. No. 3 (153). P. 39-43. (In Russ.)
3. Reznikov M.E. *Aviatsionnye topliva i smazoshnye materialy (aviatsionnaya khimologiya): uchebnoe posobie* [Aviation fuels and lubricants (aviation chemmology): tutorial]. Moscow: Voennoe Izdatel'stvo Ministerstva Oborony Rossii Publ., 2003. 234 p.
4. Penkin N.S., Penkin A.N., Serbin V.M. *Osnovy tribologii i tribotekhniki: uchebnoe posobie* [Fundamentals of tribology and triboengineering tutorial]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 208 p.
5. *Povrezhdeniya podshipnikov kacheniya i ih prichiny* [Damages of roller bearings and their causes]. SPb: SKF Publ., 2002. 47 p.
6. Lukanin V.N., Shatrov M.G., Kamfer G.M. *Teplo tekhnika* [Heat engineering]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2000. 671 p.
7. Lelikov O.P. *Podshipniki kacheniya: spravochnik* [Rolling bearings: directory]. Moscow: Innovatsionnoe Mashinostroenie Publ., 2017. 666 p.
8. Petrov N.I., Lavrentyev Y.L. Analysis of different design hybrid rolling bearings efficiency in expected service conditions. *Materialy dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara University Publ., 2016. P. 218-219. (In Russ.)
9. Chernevskiy L.V., Korostashevskiy R.V., Yakhin B.A. *Podshipniki kacheniya: spravochnik-katalog* [Rolling bearings: Directory]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1997. 896 p.
10. Kodnir D.S. *Kontaknaya gidrodinamika smazki detaley mashin* [Contact hydrodynamics of lubrication of machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 304 p.
11. Puzik E.A., Filatov A.A. Method for determining the pressure-viscosity coefficient in the loaded contact area of roller bearings. *Mechanical Equipment of Metallurgical Plants*. 2016. No. 1 (6). P. 10-13. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ ТОЧНОСТИ ГЕОМЕТРИИ ОБРАЗЦОВ РЕЗОНАНСНЫХ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ НА ИХ АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

© 2019

О. Ю. Кустов аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»; Пермский национальный исследовательский политехнический университет; kustovou@yandex.ru

И. В. Храпцов младший научный сотрудник Лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа; Пермский национальный исследовательский политехнический университет; igorhrs92@mail.ru

Р. В. Бульбович доктор технических наук, декан аэрокосмического факультета; Пермский национальный исследовательский политехнический университет; dekan_akf@pstu.ru

На основе 3D-моделирования и технологии 3D-печати созданы образцы звукопоглощающих конструкций в виде резонаторов Гельмгольца круглой формы из двух видов ABS-пластика и нейлона. Контрольные образцы изготовлены из металла на станке с числовым программным управлением. Проведено определение отклонений геометрических параметров изготовленных образцов от проектных значений визуальным и измерительным контролем при помощи высокоточного оборудования. Минимальные отклонения получены для контрольных образцов из металла. Проведено экспериментальное определение акустических характеристик образцов на интерферометре с нормальным падением волн при высоких уровнях акустического давления. На основе решения полных уравнений Навье-Стокса с учётом сжимаемости выполнено численное моделирование акустических процессов в интерферометре для данных образцов и проведено сравнение полученных значений резонансной частоты, импеданса и коэффициента звукопоглощения с экспериментальными. Отмечено, что значения импеданса наиболее чувствительно реагируют на отклонения геометрических параметров образцов от проектных значений, тогда как отклонения в коэффициенте звукопоглощения и резонансной частоты не столь чувствительны.

Аэроакустика; авиационный двигатель; звукопоглощающие конструкции; интерферометр; резонатор Гельмгольца; импеданс; численное моделирование.

Цитирование: Кустов О.Ю., Храпцов И.В., Бульбович Р.В. Влияние точности геометрии образцов резонансных звукопоглощающих конструкций на их акустические характеристики // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 67-77. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-67-77

Введение

Авиационный двигатель (АД) является сложным источником шума, поскольку шум образуется во всех его узлах: вентиляторе, компрессоре, камере сгорания, турбине и реактивном сопле [1; 2]. Доля шума отдельных источников в общем шуме двигателя зависит от типа двигателя: турбореактивный (ТРД) или турбореактивный двухконтурный (ТРДД) и от степени двухконтурности ТРДД. На сегодня активно применяемым способом снижения шума двигателя остаются звукопоглощающие конструкции (ЗПК).

Создание максимально эффективных ЗПК двигателей является актуальной задачей, что связано с постоянно ужесточающимися международными нормами по шуму самолётов на местности. Для достижения успешных результатов проектирования нужно хорошо представлять структуру затухания звука внутри ячеек ЗПК, которая при высоких уровнях звукового давления, реализуемых в АД, связана с турбулентными течениями внутри и вблизи ячейки с конкретной геометрией. Поскольку получение карти-

ны таких течений путём натурального эксперимента пока трудноосуществимо, то единственным путём решения данной задачи является численное моделирование.

Ранее в работах [3; 4] авторами было представлено моделирование акустических процессов в однослойном образце ЗПК, установленном в интерферометре с нормальным падением волн. Отмечено наличие небольшого расхождения с экспериментом, которое увеличивается, начиная с частоты 2000 Гц. Для рассмотренного в указанных работах однослойного образца ЗПК не выявлено различия в кривых импеданса и коэффициента звукопоглощения, полученных на основе численного моделирования, проведённого в осесимметричной и трёхмерной постановке, поскольку рассматриваемые образцы ЗПК имеют осесимметричную геометрию и равномерный по сечению трубы звуковой сигнал.

В [5] проведено численное моделирование двух- и трёхслойного образцов ЗПК в осесимметричной постановке. Помимо небольшого количественного расхождения с экспериментом кривых импеданса и коэффициента звукопоглощения также отмечено некоторое расхождение в резонансных частотах. Основной причиной данных расхождений может являться несоответствие геометрических параметров изготовленных для натурального эксперимента образцов ЗПК точным значениям, закладываемым в численное моделирование. Так в [6] отмечены основные причины отклонения геометрических параметров от проектных значений для случаев изготовления образцов ЗПК из композиционных материалов. В [7] детально представлены результаты оценки влияния производственного процесса (перфорация и склеивание перфорированного листа к сотам) на эффективную акустическую характеристику панели.

В последнее время всё чаще для акустических исследований в интерферометрах применяются образцы, напечатанные на 3D-принтере [3-5; 8; 9]. Основные особенности создания образцов ЗПК по данной технологии изложены в [10]. Точность изготовления образцов подобным способом намного выше, чем промышленная технология изготовления ЗПК из композиционных материалов и позволяет создавать резонаторы со сложной геометрической формой. Однако и у этой технологии имеются недостатки, к основным из которых можно отнести то, что материал даёт некоторую усадку, готовые образцы имеют шероховатость и скругления кромок в зависимости от толщины нити. В результате эти особенности также должны отразиться на согласовании акустических характеристик образцов ЗПК, полученных экспериментальным путём и на основе численного моделирования.

Таким образом, данная работа посвящена вопросу более тщательного исследования влияния геометрических параметров образцов резонансных ЗПК на точность получения их акустических характеристик при численном моделировании.

Исследование геометрических параметров натурных образцов резонансных ЗПК визуальным и измерительным контролем

Для детального исследования отклонения геометрии натурных образцов от проектных значений была создана серия образцов из разных материалов. Внешний вид образцов представлен на рис. 1, серии отмечены цифрами в круглых скобках. Первая серия образцов печаталась из ABS-пластика на 3D-принтере с соплом диаметром 0,4 мм, вторая серия печаталась из ABS-пластика с соплом диаметром 0,3 мм и третья серия печаталась из нейлона с соплом диаметром 0,3 мм. На станке с числовым программным управлением были изготовлены контрольные образцы из металла, имеющие минимально возможные отклонения размеров и минимальную шероховатость.



Рис. 1. Образцы резонансных ЗПК

Проектировочные значения геометрических параметров резонаторов представлены в табл. 1. Геометрия изготовленных образцов была проверена штангенциркулем 16EWR с цифровым отсчётным устройством марки «Mahr» и цифровым индикатором MarCator 1086R. Точность определения размеров составляла 0,01 мм. Полученные значения геометрических параметров резонаторов представлены в табл. 2.

Таблица 1. Проектировочные значения геометрических параметров резонаторов

Образец	Высота внутренней полости, мм	Высота горла, мм	Диаметр горла, мм	Диаметр внутренней полости, мм
1	10	2	8	28
2	10	2	5	28
3	10	2	3	28

Таблица 2. Значения геометрических параметров изготовленных образцов ЗПК

Образец	Материал	Высота внутренней полости, мм	Высота горла, мм	Диаметр горла, мм	Диаметр внутренней полости, мм	Шероховатость (Ra)
1(1)	ABS1	10.01	1.95	7.99	27.83	18.19
2(1)	ABS1	9.76	2.02	5.15	27.92	
3(1)	ABS1	9.85	2.10	2.99	27.86	
1(2)	ABS2	9.94	2.01	7.98	27.66	6.1
2(2)	ABS2	9.93	2.01	5.00	27.68	
3(2)	ABS2	9.94	2.05	3.03	27.66	
1(3)	Нейлон	9.90	2.09	7.99	27.58	7.32
2(3)	Нейлон	9.89	1.97	4.95	27.58	
3(3)	Нейлон	9.90	1.96	2.98	27.56	
1(met)	Металл	10.00	1.98	7.98	27.98	0.23
2(met)	Металл	9.99	1.99	4.98	27.98	
3(met)	Металл	10.00	1.96	2.98	28.00	

Как видно из табл. 1, 2, все напечатанные на 3D-принтере образцы ЗПК имеют отклонения во всех геометрических параметрах от проектных значений. Сопло прибора диаметром 0,4 мм ожидаемо дало максимальные значения отклонений и шероховатости. Максимальные отклонения достигают 0,44 мм, что однозначно должно сказываться на точности определения резонансной частоты. Минимальные отклонения получены для контрольных образцов из металла.

Особенности численного моделирования

Численное моделирование акустических процессов базировалось на прямом решении уравнений Навье-Стокса (DNS) с учётом сжимаемости в программном пакете ANSYS Fluent. Использовалась геометрия канала натурального интерферометра и образцов ЗПК. Внутренняя геометрия интерферометра представляет собой цилиндрическую трубу, на одном конце которой расположен резонатор Гельмгольца, а на другом – источника звука. Геометрия образца ЗПК соответствует проектным геометрическим параметрам, представленным в табл. 1. Течения внутри интерферометра можно считать акустически стабильными и осесимметричными. Поэтому для снижения времени расчёта использовалась осесимметричная модель. Подробнее методика моделирования представлена в [3-5].

Схема расчётной области представлена на рис. 2. На границе 2 использовалось граничное условие осевой симметрии типа Axis. Для всех остальных границ использовалось граничное условие типа Wall (жёсткая стенка с прилипанием). При расчётах стенки трубы принимались нетеплопроводными. Точки А и В находятся на стенке канала на расстоянии 38 и 58 мм соответственно от поверхности образца и соответствуют положению микрофонов в интерферометре. В ходе расчётов в данных точках для каждого временного шага сохранялось значение давления. В дальнейшем записанное в точках давление обрабатывалось по методу передаточной функции на основе двух микрофонов [11; 12]. В результате определялись такие акустические характеристики образцов ЗПК как импеданс Z и коэффициент звукопоглощения α .

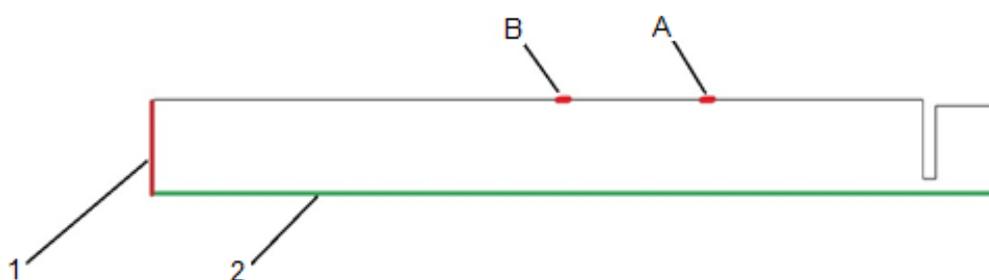


Рис. 2. Граничные условия

На границе 1 моделировалось излучение звука, которое в зависимости от времени представляет собой случайный сигнал с равномерным спектром в диапазоне частот от 500 до 3600 Гц и суммарным уровнем звукового давления (SPL) 130 дБ (рис. 3). В результате численного расчёта для каждого образца на поверхности получен свой SPL: для образцов с диаметром отверстия 3 мм – 125 дБ, с диаметром 5 мм – 130 дБ, с диаметром 8 мм – 131 дБ.

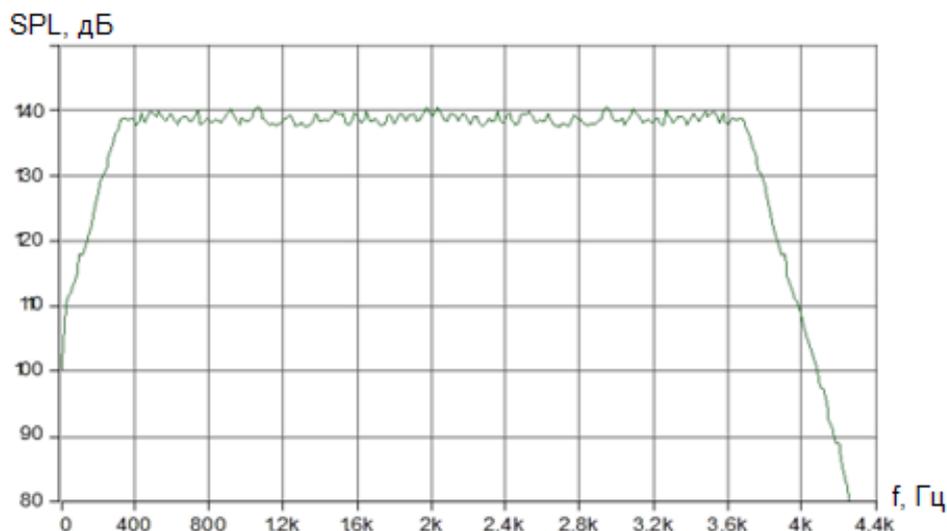


Рис. 3. Спектр сигнала с суммарным уровнем звукового давления 130 дБ

Сравнение результатов численного моделирования и эксперимента

Натурные эксперименты проводились на интерферометре с нормальным падением волн, конструкция и характеристики которого подробно изложены в [13; 14]. Результаты сравнения акустических характеристик образцов ЗПК, полученные в натуральных экспериментах и при численном моделировании, представлены в табл. 3 и на рис. 4-9.

Таблица 3. Резонансные частоты образцов

Образец	Материал	Резонансная частота, Гц		Расхождение значений резонансной частоты, Гц	Уровень звукового давления, дБ
		Расчёт	Эксперимент		
1(1)	ABS1	1904	1958	54	131
2(1)	ABS1	1328	1365	37	130
3(1)	ABS1	864	880	16	125
1(2)	ABS2	1904	1969	65	131
2(2)	ABS2	1328	1378	50	130
3(2)	ABS2	864	912	48	125
1(3)	Нейлон	1904	1986	82	131
2(3)	Нейлон	1328	1369	41	130
3(3)	Нейлон	864	905	41	125
1(met)	Металл	1904	1936	32	131
2(met)	Металл	1328	1298	30	130
3(met)	Металл	864	876	12	125

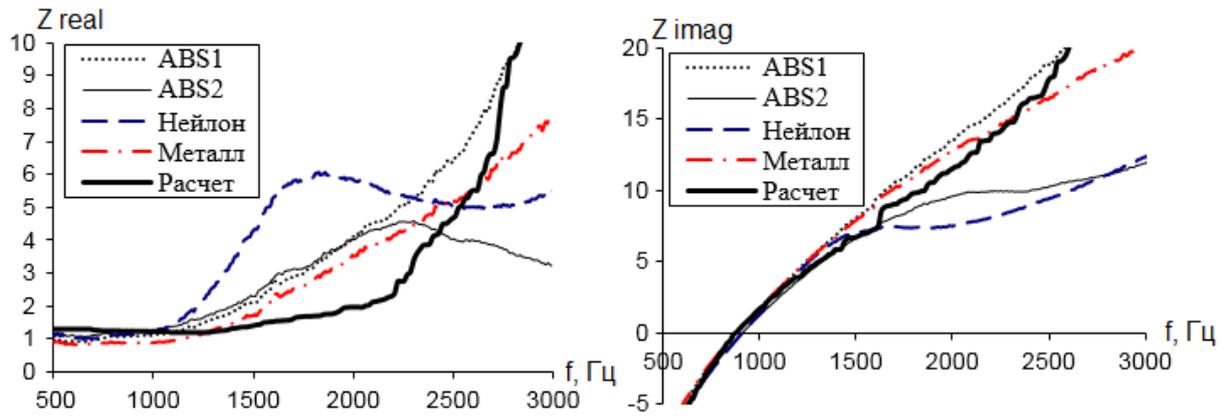


Рис. 4. Импеданс образца с диаметром отверстия 3 мм

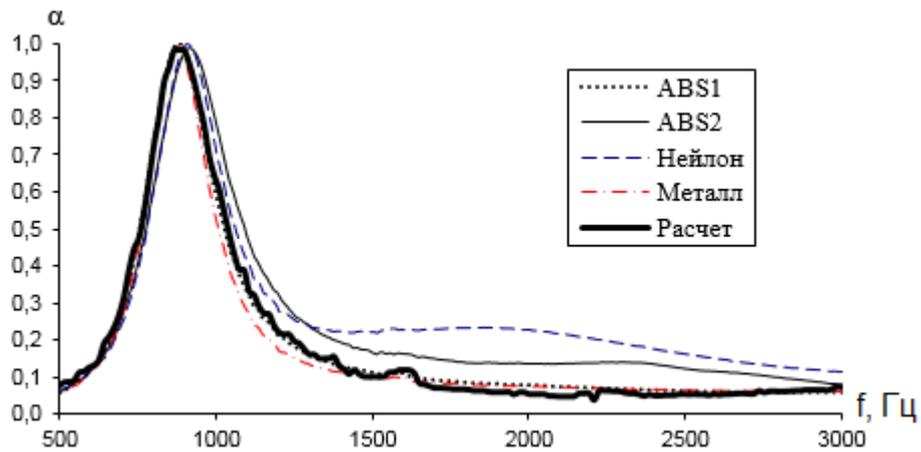


Рис. 5. Коэффициент звукопоглощения образца с диаметром отверстия 3 мм

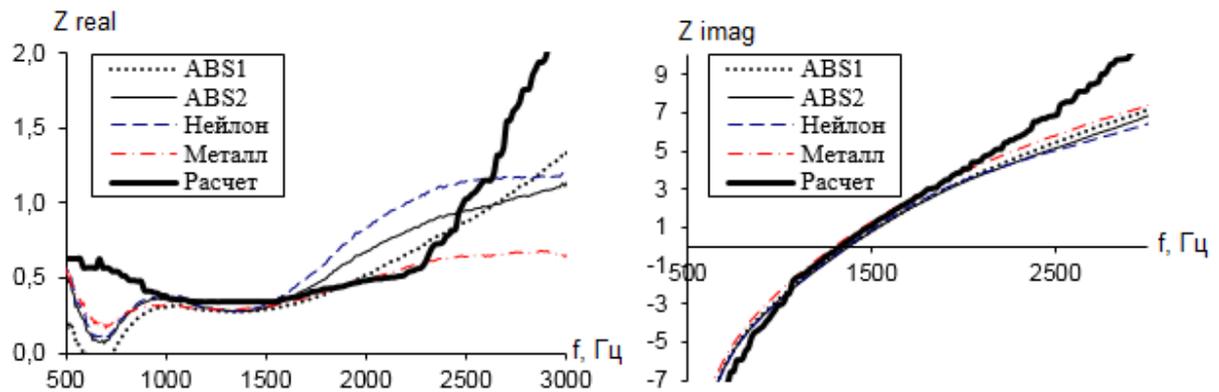


Рис. 6. Импеданс образца с диаметром отверстия 5 мм

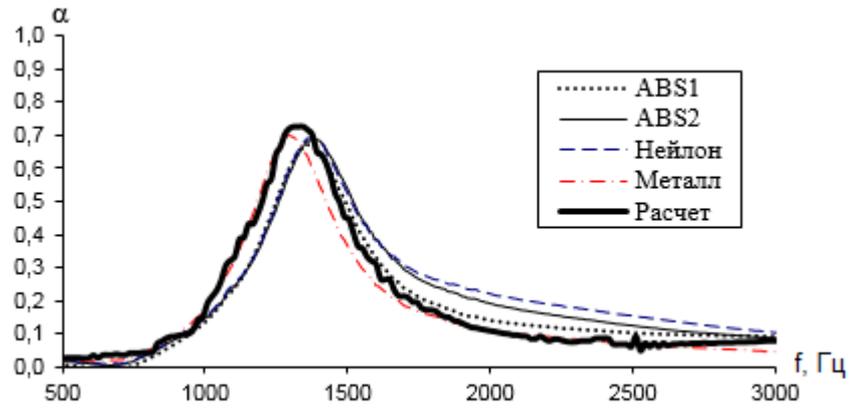


Рис. 7. Коэффициент звукопоглощения образца с диаметром отверстия 5 мм

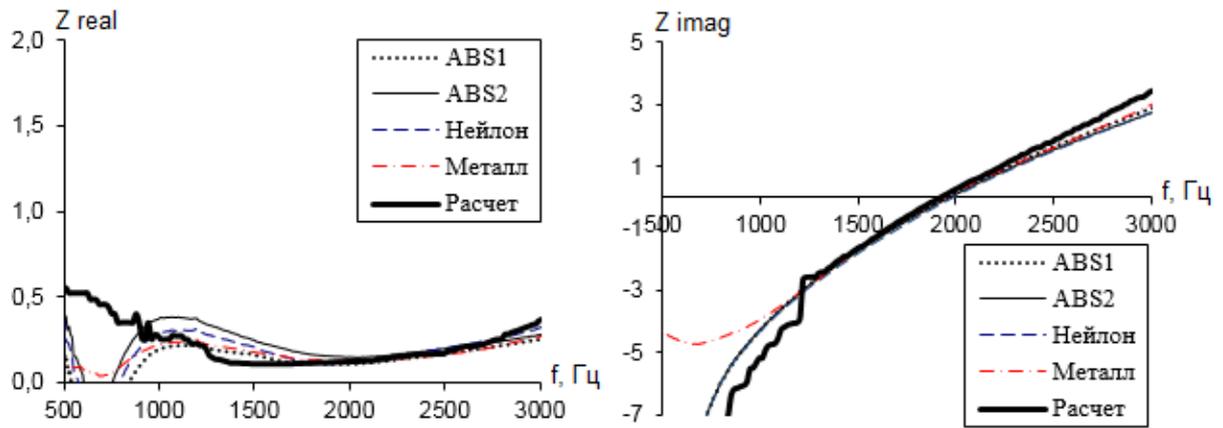


Рис. 8. Импеданс образца с диаметром отверстия 8 мм

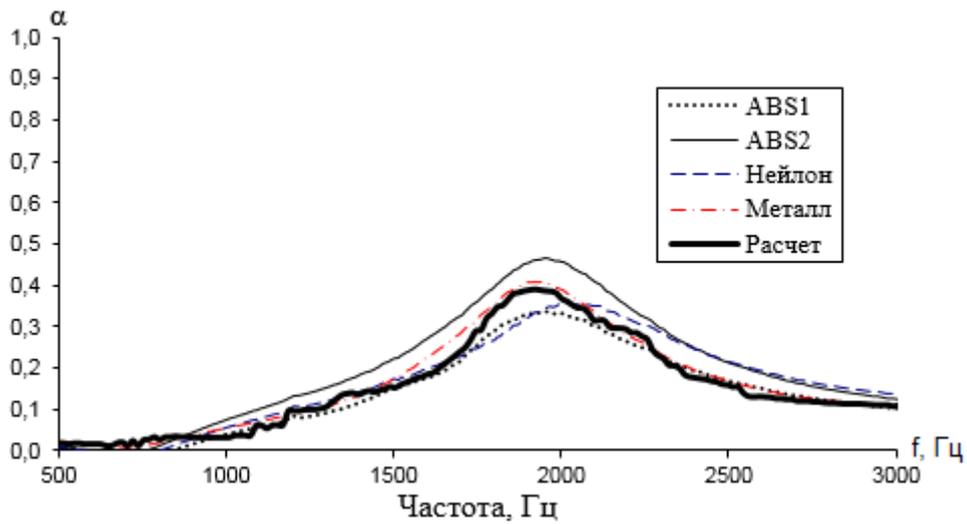


Рис. 9. Коэффициент звукопоглощения образца с диаметром отверстия 8 мм

Представленные в табл. 3 значения резонансных частот демонстрируют, что небольшие отклонения в геометрических параметрах образцов незначительно влияют на отклонения резонансной частоты, что важно для подтверждения работоспособности применяемой методики численного моделирования в прогнозировании акустических характеристик ЗПК, используемых для облицовки каналов авиационного двигателя, поскольку они в первую очередь настраиваются на гашение тональных составляющих вентилятора. В свою очередь, кривые на графиках импеданса весьма чувствительно реагируют на малейшие отклонения геометрических параметров резонансных ЗПК и при этом характер кривых может заметно изменяться. Кривые же на спектрах коэффициента звукопоглощения качественно остаются неизменными, незначительно меняясь в количественном отношении.

Заключение

В результате сравнения однослойных образцов резонаторов Гельмгольца, созданных по различным технологиям из разных материалов, можно сделать вывод, что погрешности при изготовлении в сотые доли миллиметра могут оказывать заметное влияние на получаемые акустические характеристики. При верификации результатов численного моделирования с экспериментальными данными важно, чтобы образцы были изготовлены с минимально возможными погрешностями в размерах. По результатам исследования можно сделать вывод, что методика определения акустических характеристик на основе численного моделирования в ANSYS Fluent работоспособна и в дальнейшем может быть использована для расчёта образцов с более сложной геометрией.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, договор № 17-41-590107\18.

Библиографический список

1. Бакланов В.С. Снижение шума и безопасность полётов самолётов нового поколения с двигателями сверхбольшой степени двухконтурности // Сборник докладов II Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Защита населения от повышенного шумового воздействия» (Россия, Санкт-Петербург, 17-19 марта 2009 г.). СПб: ИННОВА, 2014. С. 325-330.
2. Yu J., Chien E. Folding cavity acoustic liner for combustion noise reduction // 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). 2006. DOI: 10.2514/6.2006-2681
3. Fedotov E.S., Khramtsov I.V., Kustov O.Y. Numerical simulation of the processes in the normal incidence tube for high acoustic pressure levels // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1770. DOI: 10.1063/1.4964062
4. Храмов И.В., Кустов О.Ю., Федотов Е.С., Синер А.А. Численное моделирование механизмов гашения звука в ячейке звукопоглощающей конструкции // Акустический журнал. 2018. Т. 64, № 4. С. 508-514. DOI: 10.1134/S032079191804007X
5. Храмов И.В., Кустов О.Ю., Федотов Е.С., Пальчиковский В.В., Синер А.А. Численное моделирование акустических процессов в интерферометре с образцами многослойных звукопоглощающих конструкций // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 51. С. 5-15. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.01
6. Кустов О.Ю., Лапин И.Н., Пальчиковский В.В. О влиянии дефектов в образцах звукопоглощающих конструкций на их акустические характеристики // Материалы XVII Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, вы-

сокие технологии и инновации» (17-18 ноября 2016 г., Пермь). Пермь: Пермский национальный исследовательский политехнический университет, 2016. С. 112-115.

7. Murray P.B., Ferrante P., Scofano A. Manufacturing process and boundary layer influences on perforate liner impedance // AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-2849

8. Howerton B.M., Jones M.G., Buckley J.L. Development and validation of an interactive liner design and impedance modeling tool // 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). 2012. DOI: 10.2514/6.2012-2197

9. Соболев А.Ф., Остриков Н.Н., Аношкин А.Н., Пальчиковский В.В., Бурдаков Р.В., Ипатов М.С., Остроумов М.Н., Яковец М.А. Сравнение импеданса звукопоглощающей конструкции, полученного по результатам измерений на двух различных установках с использованием малого числа микрофонов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2016. № 45. С. 89-113. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.05

10. Аношкин А.Н., Пальчиковский В.В., Писарев П.В., Кустов О.Ю., Лапин И.Н. Особенности изготовления эталонных образцов звукопоглощающих конструкций с применением аддитивных технологий // Тезисы докладов пятой открытой всероссийской (XVII научно-технической) конференции по аэроакустике (25-29 сентября 2017 г., Звенигород). М.: ЦАГИ, 2017. С. 74.

11. Chung J.Y., Blaser D.A. Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. I. Theory // The Journal of Acoustical Society of America. 1980. V. 68, Iss. 3. P. 907-913. DOI: 10.1121/1.384778

12. Chung J.Y., Blaser D.A. Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. II. Experiment // The Journal of the Acoustical Society of America. 1980. V. 68, Iss. 3. P. 914-921. DOI: 10.1121/1.384779

13. Кустов О.Ю., Пальчиковский В.В. Интерферометр для высоких уровней акустического давления // Материалы XVI Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации» (17-18 ноября 2015 г., Пермь). Пермь: Пермский национальный исследовательский политехнический университет, 2015. С. 157-160.

14. Федотов Е.С., Кустов О.Ю., Храмцов И.В., Пальчиковский В.В. Сравнительный анализ акустических интерферометров на основе расчётно-экспериментальных исследований образцов звукопоглощающих конструкций // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 48. С. 89-103. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.09

INFLUENCE OF THE GEOMETRY FIDELITY OF RESONANT SOUND-ABSORBING LINER SAMPLES ON THEIR ACOUSTIC CHARACTERISTICS

© 2019

- | | |
|------------------------|---|
| O. Yu. Kustov | Postgraduate Student of the Department of Rocket and Space Equipment and Power Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
kustovou@yandex.ru |
| I. V. Khramtsov | Junior Research Fellow of the Laboratory of Noise Generation Mechanisms and Modal Analysis;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
igorhrs92@mail.ru |
| R. V. Bulbovich | Doctor of Science (Engineering), Dean of the Aerospace Faculty;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
dekan_akf@pstu.ru |

Samples of sound-absorbing Helmholtz resonator-type liners of circular shape were manufactured from two types of ABS plastic and nylon on the basis of 3D modeling and 3D printing technology. Check samples were made of metal on a numerically controlled machine. Deviations of geometric parameters of the manufactured samples from the design values were determined by visual and dimensional inspection using high-precision equipment. The minimum deviations were obtained for check samples made of metal. The acoustic characteristics of the samples were experimentally determined using an interferometer with normal wave incidence at high sound pressure levels. Numerical simulation of the acoustic processes in the interferometer for the given samples was carried out on the basis of solving full Navier-Stokes equations with account for compressibility. The obtained values of the resonant frequency, impedance and sound absorption coefficient were compared with the experimental ones. It was noted that the impedance values are most sensitive to the deviations of the geometric parameters of the samples from the design values, while the deviations in the sound absorption coefficient and resonance frequency are not so sensitive to them.

Aeroacoustics; aircraft engine; sound-absorbing liners; Helmholtz resonator; impedance; numerical simulation.

Citation: Kustov O.Yu., Khramtsov I.V., Bulbovich R.V. Influence of the geometry fidelity of resonant sound-absorbing liner samples on their acoustic characteristics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 67-77. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-67-77

References

1. Baklanov V.S. Snizhenie shuma i bezopasnost' poletov samoletov novogo pokoleniya s dvigatelyami sverkhbol'shoy stepeni dvukhkonturnosti. *Sbornik dokladov II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem «Zashchita naseleniya ot povyshennogo shumovogo vozdeystviya» (Russian Federation, Saint-Petersburg, March, 17-19, 2009)*. SPb: INNOVA Publ., 2014. P. 325-330. (In Russ.)
2. Yu J., Chien E. Folding cavity acoustic liner for combustion noise reduction. *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference)*. 2006. DOI: 10.2514/6.2006-2681
3. Fedotov E.S., Khramtsov I.V., Kustov O.Y. Numerical simulation of the processes in the normal incidence tube for high acoustic pressure levels. *AIP Conference Proceedings*. 2016. V. 1770. DOI: 10.1063/1.4964062
4. Khramtsov I.V., Kustov O.Y., Fedotov E.S., Siner A.A. On numerical simulation of sound damping mechanisms in the cell of a sound-absorbing structure. *Acoustical Physics*. 2018. V. 64, Iss. 4. P. 511-517. DOI: 10.1134/s1063771018040073
5. Khramtsov I.V., Kustov O.Yu., Fedotov E.S., Palchikovskiy V.V., Siner A.A. Numerical simulation of acoustic processes in interferometer with samples of multilayer sound-absorbing liners. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2017. No. 51. P. 5-15. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.01. (In Russ.)
6. Kustov O.Yu., Lapin I.N., Palchikovskiy V.V. O vliyaniy defektov v obraztsakh zvukopogloshchayushchikh konstruktsiy na ikh akusticheskie kharakteristiki. *Materialy XVII Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aerokosmicheskaya tekhnika, vysokie tekhnologii i innovatsii» (November, 17-18, 2016, Perm)*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2016. P. 112-115. (In Russ.)
7. Murray P.B., Ferrante P., Scofano A. Manufacturing process and boundary layer influences on perforate liner impedance. *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-2849
8. Howerton B.M., Jones M.G., Buckley J.L. Development and validation of an interactive liner design and impedance modeling tool. *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference)*. 2012. DOI: 10.2514/6.2012-2197
9. Sobolev A.F., Ostrikov N.N., Anoshkin A.N., Palchikovskiy V.V., Burdakov R.V., Ipatov M.S., Ostroumov M.N., Yakovets M.A. Omparison of liner impedance derived from the results of measurements at two different setups using a small number of microphones.

PNRPU Aerospace Engineering Bulletin. 2016. No. 45. P. 89-113. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.05. (In Russ.)

10. Anoshkin A.N., Palchikovskiy V.V., Pisarev P.V., Kustov O.Yu., Lapin I.N. Osobnosti izgotovleniya etalonnykh obraztsov zvukopogloshchayushchikh konstruktsiy s primeneniem additivnykh tekhnologiy. *Tezisy dokladov pyatoy otkrytoy vserossiyskoy (XVII nauchno-tekhnicheskoy) konferentsii po aeroakustike (September, 25-29, 2017, Zvenigorod)*. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2017. P. 74. (In Russ.)

11. Chung J.Y., Blaser D.A. Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. I. Theory. *The Journal of Acoustical Society of America*. 1980. V. 68, Iss. 3. P. 907-913. DOI: 10.1121/1.384778

12. Chung J.Y., Blaser D.A. Transfer function method of measuring in-duct acoustic properties. II. Experiment. *The Journal of the Acoustical Society of America*. 1980. V. 68, Iss. 3. P. 914-921. DOI: 10.1121/1.384779

13. Kustov O.Yu., Palchikovskiy V.V. Interferometr dlya vysokikh urovney akusticheskogo davleniya. *Materialy XVI Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aero-kosmicheskaya tekhnika, vysokie tekhnologii i innovatsii» (November, 17-18, 2015, Perm)*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2015. P. 157-160. (In Russ.)

14. Fedotov E.S., Kustov O.Yu., Khramtsov I.V., Palchikovskiy V.V. Comparative analysis of acoustical interferometers based on experiment-calculated research of sound-absorbing liner samples. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2017. No. 48. P. 89-103. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.09. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА КОМПОНЕНТНОГО СОСТАВА СУРРОГАТА АВИАЦИОННОГО КЕРОСИНА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2019

С. Г. Матвеев кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
msg@ssau.ru

Сформулированы критерии, определяющие состав и физико-химические свойства авиационных керосинов. Проведена систематизация и классификация данных по физико-химическим свойствам известных суррогатов керосина. Определены основные классы индивидуальных химических компонентов авиационного керосина и исследованы основные представители этих классов, которые использованы при составлении суррогатов. Предложены четырёхкомпонентный и шестикомпонентный суррогаты керосина. Проведена валидация физических свойств разработанных суррогатов по расходной характеристике и углу распыла факела топливной центробежной форсунки. Определена зависимость нормальной скорости распространения пламени от состава смеси при горении разработанных суррогатов керосина. Сопоставлены результаты определения состава продуктов сгорания при сжигании авиационного керосина марки ТС-1 и его суррогатов в модельной камере сгорания.

Газотурбинный двигатель; камера сгорания; суррогат керосина; горение; экологические характеристики; моделирование.

Цитирование: Матвеев С.Г. Разработка компонентного состава суррогата авиационного керосина для моделирования рабочего процесса камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 78-87. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-78-87

Введение

Основным топливом авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является авиационный керосин, состоящий из десятков индивидуальных углеводородных компонентов, состав которого может изменяться в зависимости от месторождения сырья и производителя топлива. В нормативных документах на реактивные топлива [1] нет требований на точное содержание отдельных химических компонентов в авиационном керосине, а есть лишь требования к отдельным группам углеводородов и его суммарным физико-химическим свойствам. В связи с этим состав авиационного керосина может сильно варьироваться, что делает невозможным его прямое использование для численного моделирования процессов горения в камерах сгорания (КС) двигателей. Для решения данной проблемы используют модельное топливо, называемое суррогатом. Суррогат керосина – смесь известного состава, состоящая из ограниченного количества химических компонентов и воспроизводящая наиболее важные характеристики реального топлива [2 – 8]. Компонентный состав суррогата керосина также должен обеспечивать возможность моделирования процессов горения с использованием существующих детальнейших кинетических механизмов [4; 5; 9; 10].

В зависимости от того, для каких задач используется суррогат, к нему предъявляются различные требования. Суррогаты керосина могут быть физическими, если они повторяют физические свойства авиационного керосина (плотность, вязкость, температуру кипения и замерзания, теплопроводность, теплоёмкость и т.д.), что важно при моделировании процессов распыливания топлива, образования капель и их испарения. Суррогаты могут быть химическими, если они повторяют химические свойства авиа-

ционного керосина, что важно для моделирования процессов горения и образования загрязняющих веществ. Суррогаты, которые повторяют как физические, так и химические свойства реального топлива, называются комплексными.

В полуэмпирических моделях окисления керосина для расчёта основных характеристик рабочего процесса камер сгорания часто используют однокомпонентный суррогат с условной химической формулой C_nH_m , который не существует как химическое вещество. Например, в коммерческом пакете ANSYS Fluent применяется формула $C_{12}H_{23}$ [11]. Для моделирования более сложных процессов, таких как время задержки воспламенения, скорость распространения пламени, образование вредных веществ, необходимо использовать многокомпонентные суррогаты [6; 12; 13].

Решение задачи по разработке суррогатов авиационного керосина в совокупности с созданием и пополнением базы данных по экспериментальному изучению их свойств является необходимой основой для отработки численных методов прогнозирования эмиссионных характеристик камер сгорания.

Выбор суррогата керосина

Все компоненты авиационного керосина могут быть разделены по нескольким структурным классам. Для широко используемого в гражданской и транспортной авиации керосина марки ТС-1 (зарубежный аналог Jet-A) основную часть топлива составляют алканы: их общее количество доходит до 65%. Вместе с циклоалканами они могут составлять 75 ÷ 90% от состава авиационного керосина. Заметную долю (до 20%) могут составлять ароматические углеводороды. Концентрация же алкенов в топливе незначительна (0 ÷ 5%). В настоящее время данная систематизация по структурным классам широко используется для составления суррогатов различного состава для авиационного топлива.

На основе анализа исследований [12-20] были сформулированы следующие основные критерии для формирования и валидации компонентного состава суррогатов керосина, которые наилучшим образом воспроизводят характеристики реальных авиационных топлив:

- наличие в составе основных групп углеводородов в соответствующих пропорциях (алкан, циклоалкан, ароматик);
- плотность, ρ ;
- отношение количества атомов водорода к количеству атомов углерода в условной молекуле H/C ;
- молярная масса;
- наличие детальных кинетических механизмов для расчёта характеристик процесса горения;
- стехиометрический коэффициент L_0 .

В качестве референтных значений характеристик авиационного керосина (ТС-1, Jet-A) использовались данные о его составе из работ [1; 5; 7; 13; 16], согласно которым содержание алканов должно варьироваться в диапазоне 50-65%, циклоалканов – 20-30%, алкенов – 0-5%, ароматических соединений – 10-20%. При этом молекулярная масса смеси должна быть близка к 146,5 г/моль, плотность – 775 кг/м³, критерий H/C – 1,957. В работе принято, что отклонения от референтных значений по рассматриваемым свойствам не должны превышать 3-4%.

Компонентный состав керосина в рассмотренных работах задавался исходя из соотношения различных групп углеводородов, входящих в него, а также с учётом наличия химических компонентов в кинетических схемах химических реакций, то есть исходя из возможности моделирования химических процессов горения, а также их стои-

мости и доступности для проведения экспериментальных исследований. Анализ показал, что предложенный в [12] суррогат керосина имеет отклонения от принятых референтных значений по плотности на 6%, а по соотношению H/C – на 12%. В [13] по H/C отклонение составило 6%, а по молекулярному весу более чем на 5%. Суррогат, разработанный в [18], по H/C отличается от референтного значения на 11%, по плотности на 5%, а по молекулярному весу более чем на 14%. Аналогичные отклонения от референтных значений наблюдаются и по другим суррогатам [3; 14 – 17].

В результате обобщения подходов отечественных и зарубежных исследователей по формированию суррогатов и изучению компонентного состава керосина ТС-1 были разработаны два варианта суррогатов керосина SU1 и SU2. Данные суррогаты разработаны исходя из необходимости их использования в детальных кинетических механизмах с разветвленными и хорошо изученными блоками элементарных реакций [9; 10], а также с учётом их доступности для проведения экспериментальных исследований.

Предложенные суррогаты были верифицированы по трём характеристикам: 1) параметры распыла; 2) нормальная скорость распространения пламени; 3) продукты сгорания на выходе из модельной камеры сгорания.

Шестикомпонентный суррогат SU1 состоит из *n*-декана (30%), *n*-додекана (20%), *iso*-цетана (15%), метилциклогексана (20%), *орто*-ксилола (10%) и бензола (5%). Молекулярная масса суррогата SU1 составляет 147,1 г/моль, плотность – 778 кг/м³, критерий H/C – 1,96. Четырёхкомпонентный суррогат SU2, состоящий из *n*-декана (20%), *n*-додекана (40%), бутилциклогексана (25%) и бензола (15%). Молекулярная масса суррогата SU2 составляет 141,7 г/моль, плотность – 782 кг/м³, критерий H/C – 1,92. Таким образом, разработанные суррогаты полностью соответствуют референтным значениям по компонентному составу и имеют минимальные отклонения (не более 3%) по физическим характеристикам из всех рассматриваемых суррогатов других авторов.

Валидация характеристик разработанных суррогатов керосина ТС-1

Вначале было проведено сравнение физических свойств авиационного керосина (ТС-1) и его разработанных суррогатов (SU1 и SU2) по расходной характеристике $G_T = f(\Delta P_T)$ и углу распыла факела за топливной центробежной форсункой, которая являлась аналогом топливной форсунки малоразмерного ГТД МД-120 [21]. В ходе эксперимента были получены результаты, представленные на рис. 1.

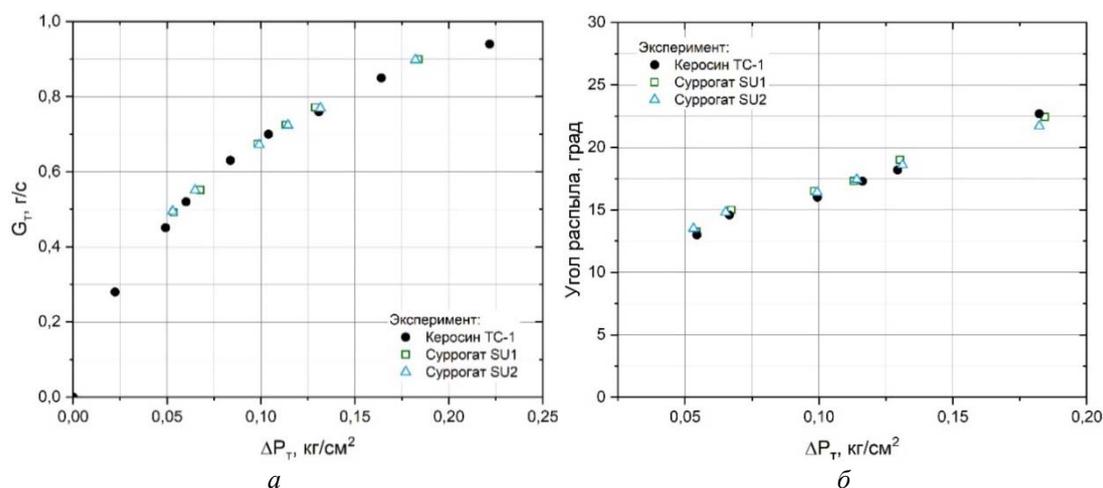


Рис. 1. Характеристики топливной центробежной форсунки для авиационного керосина марки ТС-1 и разработанных суррогатов: а – расходная характеристика; б – зависимость угла распыла топлива от перепада давления на форсунке

Как видно из представленных результатов (рис. 1, а), расходная характеристика форсунки, полученная при использовании авиационного керосина марки ТС-1, хорошо согласуется с данными для суррогатов SU1 и SU2. Аналогичные результаты получены и при исследовании угла распыливания топлива (рис. 1, б). Таким образом, показана возможность моделирования физических свойств керосина суррогатами SU1 и SU2.

Далее была осуществлена проверка предсказательной способности кинетических механизмов JetSurF [9] и Polimi [10] по определению нормальной скорости распространения ламинарного пламени S_L суррогатов керосина SU1 и SU2.

Валидация рассчитанной скорости распространения пламени проводилась на установке, определяющей скорость пламени методом «Heat Flux» [6] в диапазоне коэффициентов избытка топлива $\varphi = 0,7 \div 1,2$ (рис. 2):

$$\varphi = \frac{1}{\alpha} = \frac{G_T L_0}{G_B}$$

где α – коэффициент избытка воздуха; G_T, G_B – расход топлива и воздуха в модельной камере сгорания.

Представленная на рис. 2 расчётная зависимость нормальной скорости распространения пламени от состава смеси для суррогатов авиационного керосина марки ТС-1 удовлетворительно согласуется с полученными экспериментальными данными. Отклонения во всём диапазоне исследуемых режимов не превышают 3% и поэтому кинетические механизмы Polimi [10] и JetSurF [9] могут применяться для моделирования процессов горения суррогатов SU1 и SU2 соответственно. Поскольку керосин содержит в своём составе тяжёлые углеводороды, то его полное испарение в установках по определению скорости пламени связано с возможным коксованием топлива при температуре, необходимой для полного испарения.

Поэтому точное определение скорости пламени авиационного керосина на данный момент существенно затруднено. В мировой практике существуют результаты подобных экспериментов, но для частично испарённых керосинов [12], что по заявлению авторов снижает скорость пламени. Следовательно такие результаты не могут быть использованы в качестве референтных и не приводятся в данной работе.

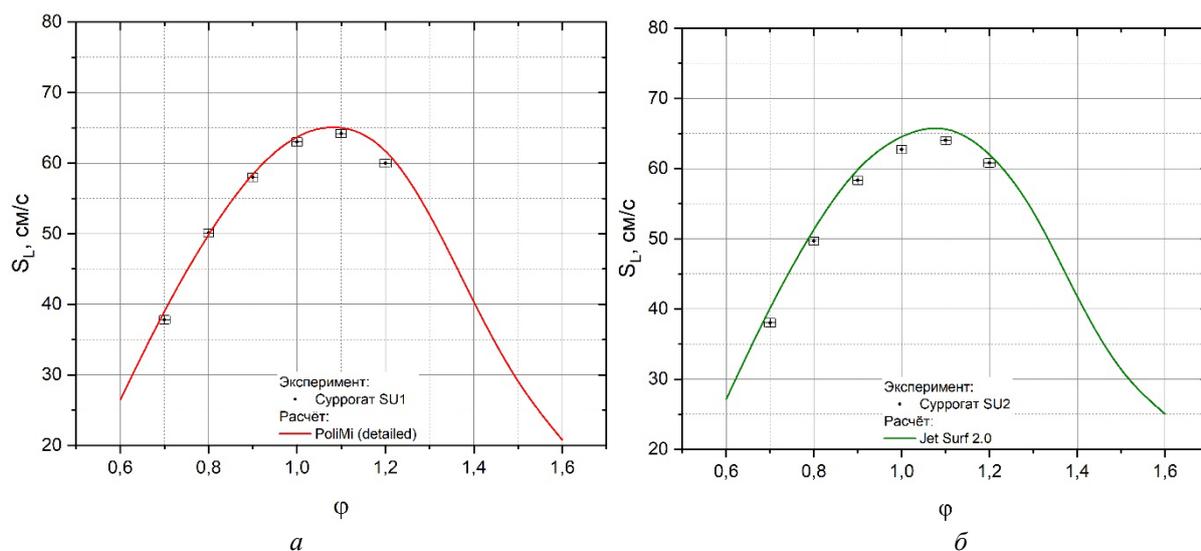


Рис. 2. Нормальная скорость распространения пламени суррогата керосина при начальной температуре смеси 400 К и атмосферном давлении:
а – суррогат SU1; б – суррогат SU2

Было проведено сравнение концентраций продуктов сгорания, полученных при сжигании выбранных суррогатов и авиационного керосина марки ТС-1 на выходе из камеры сгорания на стенде научно-образовательного центра газодинамических исследований Самарского университета. Схема и основные размеры модельной камеры сгорания, а также описание систем измерения приведены в [22]. Отличием является доработка системы подачи жидкого топлива, позволившая использовать в качестве топлива как керосин, так и разработанные суррогаты. Серия экспериментов по определению экологических характеристик модельной камеры сгорания проводилась при следующих условиях: коэффициент избытка воздуха в КС $\alpha_{КС} = 3 \div 6$, температура воздуха на входе в камеру сгорания $T_K = 523\text{K}$, давление $P_K = 0,1\text{ МПа}$, приведённая скорость потока $\lambda_K = 0,25$. Полученные данные представлены на рис. 3. Показано сравнение массовых концентраций представителей основных продуктов сгорания O_2 , CO_2 , а также продукты неполного сгорания: оксид углерода CO и несгоревшие углеводороды C_xH_y . Данные по авиационному керосину представлены как средние значения из пяти проведённых экспериментов.

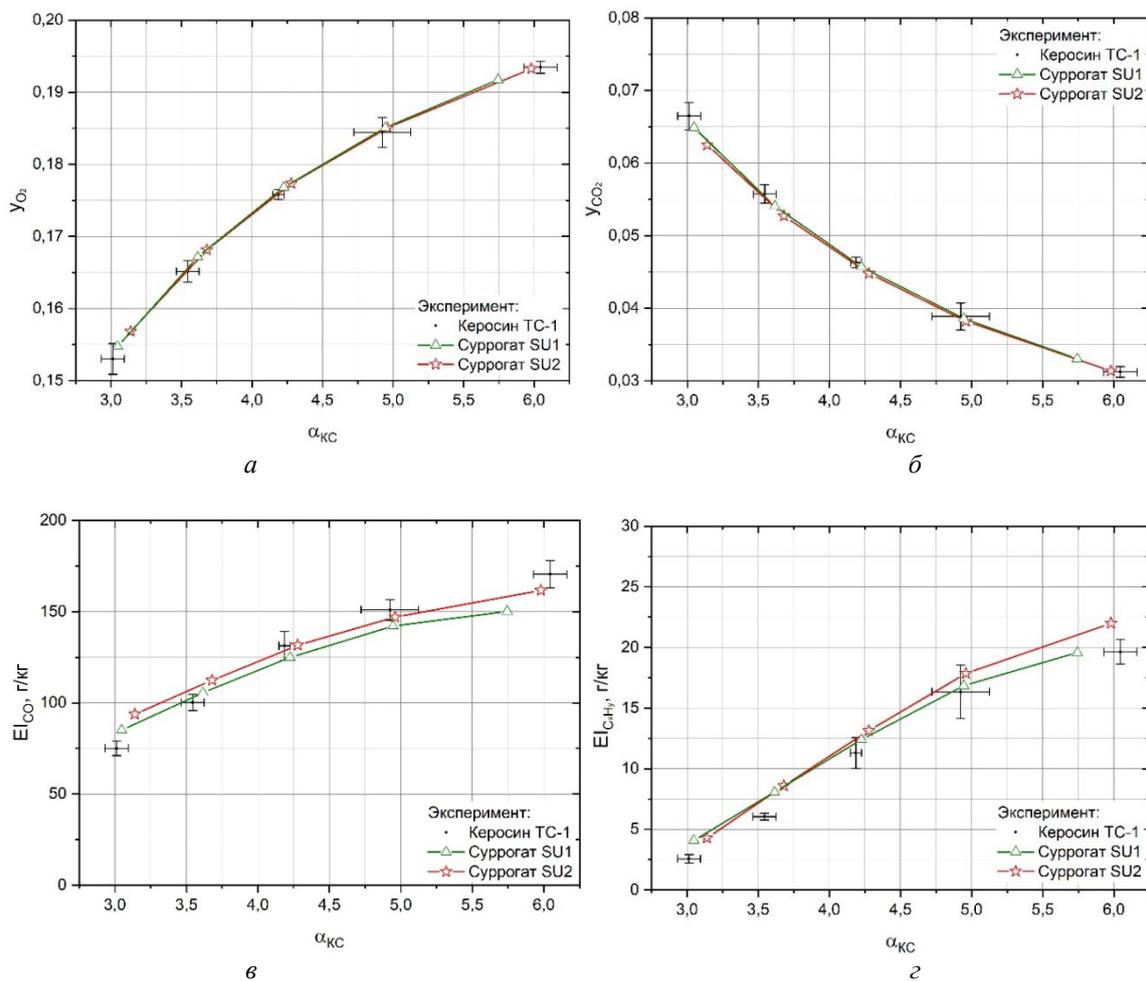


Рис. 3. Состав продуктов сгорания на выходе из модельной камеры сгорания при сжигании авиационного керосина марки ТС-1 и его суррогатов SU1 и SU2 при $T_k = 523\text{ K}$; $P_k = 0,1\text{ МПа}$; $\lambda_k = 0,25$:

а – массовая доля кислорода, y_{O_2} ; б – массовая доля диоксида углерода, y_{CO_2} ;
 в – индекс эмиссии оксида углерода, EI_{CO} ; г – индекс эмиссии несгоревших углеводородов, $EI_{\text{C}_x\text{H}_y}$

Из рис. 3, а и 3, б видно, что при горении предложенных суррогатов керосина SU1 и SU2 концентрации компонентов полного сгорания (O_2 , CO_2) хорошо согласуются с данными, полученными при сжигании авиационного керосина марки ТС-1. Для оксида углерода CO и несгоревших углеводородов C_xH_y (рис. 3, в и 3, г) наблюдается согласование опытных данных в пределах погрешности измерения по всем трём видам топлив (SU1, SU2, ТС-1) в диапазоне $\alpha_{KC} = 4 \div 6$. Для $\alpha_{KC} = 3 \div 3,5$ полученные значения индексов эмиссии для авиационного топлива ТС-1 ниже, чем для разработанных суррогатов. Однако это отклонение не превышает погрешности измерения экологических характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей.

Заключение

В результате работы предложены два суррогата керосина – шестикомпонентный SU1 и четырёхкомпонентный SU2, характеристики которых отличаются от принятых референтных значений не более чем на 1%, кроме молекулярной массы суррогата SU2, которая имеет отклонение в 3%. Экспериментально показано, что характеристики распыла как авиационного керосина, так и разработанных суррогатов SU1 и SU2 совпадают в исследуемом диапазоне перепадов давления на форсунке. Предложенные суррогаты можно использовать при моделировании физических свойств керосина. Полученная расчётным методом скорость распространения пламени суррогатов керосина удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными. Следовательно кинетические механизмы Polimi и JetSurF могут быть использованы для расчёта нормальной скорости распространения пламени суррогатов SU1 и SU2. Предложенные суррогаты керосина SU1 и SU2 показали хорошую согласованность с авиационным керосином марки ТС-1 по основным компонентам продуктов полного сгорания (O_2 , CO_2) и лежат в пределах экспериментальной погрешности, а по оксидам углерода и несгоревшим углеводородам максимальное отклонение не превышает 10%.

Четырёхкомпонентный суррогат SU2 возможно использовать практически во всех расчётах для предсказания распределения температуры в объёме жаровой трубы и концентрации как основных продуктов сгорания, так и продуктов неполного сгорания. Суррогат керосина SU1 создан для предсказания образования полициклических ароматических углеводородов и сажи, для чего требуется дальнейшая глубокая доработка существующих кинетических механизмов и последующая их верификация.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-48-630596 р_а.

Библиографический список

1. ГОСТ 10227-2013. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия. М.: Стандартиформ, 2014. 18 с.
2. Edwards T., Maurice L.Q. Surrogate mixtures to represent complex aviation and rocket fuels // Journal of Propulsion and Power. 2001. V. 17, Iss. 2. P. 461-466. DOI: 10.2514/2.5765
3. Violi A., Yan S., Eddings E.G., Sarofim A.F., Granata S., Faravelli T., Ranzi E. Experimental formulation and kinetic model for JP-8 surrogate mixtures // Combustion Science and Technology. 2002. V. 174, Iss. 11-12 P. 399-417. DOI: 10.1080/00102200215080
4. Dagaut P., Bakali A.E., Ristori A. The combustion of kerosene: Experimental results and kinetic modelling using 1- to 3-component surrogate model fuels // Fuel. 2006. V. 85, Iss. 7-8. P. 944-956. DOI: 10.1016/j.fuel.2005.10.008

5. Старик А.М., Титова Н.С., Торохов С.А. Кинетика окисления и горения сложных углеводородных топлив: авиационный керосин // *Физика горения и взрыва*. 2013. Т. 49, № 4. С. 12-30. DOI: 10.1134/S0010508213040023
6. Alekseev V.A., Soloviova-Sokolova J.V., Matveev S.S., Chechet I.V., Matveev S.G., Konnov A.A. Laminar burning velocities of n-decane and binary kerosene surrogate mixture // *Fuel*. 2017. V. 187. P. 429-434. DOI: 10.1016/j.fuel.2016.09.085
7. Honnet S., Seshadri K., Niemann U., Peters N. A surrogate fuel for kerosene // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2009. V. 32, Iss. 1. P. 485-492. DOI: 10.1016/j.proci.2008.06.218
8. Wang Q.-D., Fang Y.-M., Wang F., Li X.-Y. Systematic analysis and reduction of combustion mechanisms for ignition of multi-component kerosene surrogate // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2013. V. 34, Iss. 1. P. 187-195. DOI: 10.1016/j.proci.2012.06.011
9. Wang H., Dames E., Sirjean B., Sheen D.A., Tango R., Violi A., Lai J.Y.W., Egolfopoulos F.N., Davidson D.F., Hanson R.K., Bowman C.T., Law C. K., Tsang W., Cernansky N.P., Miller D.L., Lindstedt R.P. A high-temperature chemical kinetic model of n-alkane (up to n-dodecane), cyclohexane, and methyl-, ethyl-, n-propyl and n-butyl-cyclohexane oxidation at high temperatures, JetSurF version 2.0. <http://web.stanford.edu/group/haiwanglab/JetSurF/JetSurF2.0/index.html>
10. Primary Reference Fuels (PRF) + PAH + Real Fuels + Methyl-Esters (Version 1412, December 2014). <http://creckmodeling.chem.polimi.it/menu-kinetics/menu-kinetics-detailed-mechanisms/menu-kinetics-prf-pah-real-fuels-methyl-esters-mechanism>
11. Ansys Inc. <http://www.ansys.com/>
12. Rui X., Kun W., Banerje S., Jiankun Sh., Parise T., Yangye Z., Shengkai W., Movaghar A., Dong Joon L., Ruhua Z., Xu H., Yang G., Tianfeng L., Brezinsky K., Egolfopoulos F.N., Davidson D.F., Hanson R.K., Bowman C.T., Hai W. A physics-based approach to modeling real-fuel combustion chemistry – II. Reaction kinetic models of jet and rocket fuels // *Combustion and Flame*. 2018. V. 193. P. 520-537. DOI: 10.1016/j.combustflame.2018.03.021
13. Colket M., Edwards T., Williams S., Cernansky N.P., Miller D.L., Egolfopoulos F., Lindstedt P., Seshadri K., Dryer F.L., Law C.K., Friend D., Lenhart D.B., Pitsch H., Sarofim A., Smooke M., Tsang, W. Development of an experimental database and kinetic models for surrogate jet fuels // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. DOI: 10.2514/6.2007-770
14. Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 1. P. 48-92. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.10.003
15. Dean A.J., Penyazkov O.G., Sevruck K.L., Varatharajan B. Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss. 2. P. 2481-2488. DOI: 10.1016/j.proci.2006.07.162
16. Humer S., Frassoldati A., Granata S., Faravelli T., Ranzi E., Seiser R., Seshadri K. Experimental and kinetic modeling study of combustion of JP-8, its surrogates and reference components in laminar nonpremixed flows // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss 1. P. 393-400. DOI: 10.1016/j.proci.2006.08.008
17. Lindstedt R.P., Maurice L.Q. Detailed chemical-kinetic model for aviation fuels // *Journal of Propulsion and Power*. 2000. V. 16, Iss. 2. P. 187-195. DOI: 10.2514/2.5582
18. Slavinskaya N.A., Zizin A., Aigner M. On model design of a surrogate fuel formulation // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000593
19. Strelkova M.I., Kirillov I.A., Potapkin B.V., Safonov A.A., Sukhanov L.P., Uman-skiy S.Ya., Deminsky M.A., Dean A.J., Varatharajan B., Tentner A.M. Detailed and reduced

mechanisms of jet a combustion at high temperatures // *Combustion Science and Technology*. 2008. V. 180, Iss. 10-11. P. 1788-1802. DOI: 10.1080/00102200802258379

20. Shafer L., Striebich R., Gomach J., Edwards T. Chemical class composition of commercial jet fuels and other specialty kerosene fuels // 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Canberra, Australia, November 6-9, 2006). DOI: 10.2514/6.2006-7972

21. Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г., Коломзаров О.В., Матвеев С.С. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара: СамНЦ РАН, 2016. 260 с.

22. Чечет И.В. Методика определения эмиссии канцерогенных ароматических углеводородов камерами сгорания газотурбинных двигателей и установок. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2018. 149 с.

DEVELOPMENT OF BLEND COMPOSITION OF AVIATION KEROSENE SURROGATE FOR THE SIMULATION OF WORKFLOW OF GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

© 2019

S. G. Matveev Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor,
Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
msg@ssau.ru

In this paper, the criteria for determining the composition and physicochemical properties of aviation kerosene were formulated. The data on the physicochemical properties of known kerosene surrogates were systematized and classified. The main classes of individual chemical components of aviation kerosene were determined, and the main representatives of these classes which were used in the preparation of surrogates, were investigated. Four- and six-component kerosene substitutes are proposed. The physical properties of the developed surrogates were validated according to the flow characteristics and the spray angle of the flame of a centrifugal fuel nozzle. The dependence of the flame speed on the composition of the mixture of developed kerosene surrogates was determined. The results of determining the composition of combustion products during the combustion of TS-1 brand aviation kerosene and its surrogates in a model combustion chamber were compared.

Gas turbine engine; combustion chamber; kerosene surrogate; combustion; environmental characteristics; simulation.

Citation: Matveev S.G. Development of blend composition of aviation kerosene surrogate for the simulation of workflow of gas turbine engine combustion chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 78-87. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-78-87

References

1. GOST 10227-2013. Jet fuels. Specifications. Moscow: Standartinform Publ., 2014. 18 p. (In Russ.)

2. Edwards T., Maurice L.Q. Surrogate mixtures to represent complex aviation and rocket fuels. *Journal of Propulsion and Power*. 2001. V. 17, Iss. 2. P. 461-466. DOI: 10.2514/2.5765

3. Violi A., Yan S., Eddings E.G., Sarofim A.F., Granata S., Faravelli T., Ranzi E. Experimental formulation and kinetic model for JP-8 surrogate mixtures. *Combustion Science and Technology*. 2002. V. 174, Iss. 11-12 P. 399-417. DOI: 10.1080/00102200215080

4. Dagaut P., Bakali A.E., Ristori A. The combustion of kerosene: Experimental results and kinetic modelling using 1- to 3-component surrogate model fuels. *Fuel*. 2006. V. 85, Iss. 7-8. P. 944-956. DOI: 10.1016/j.fuel.2005.10.008

5. Starik A.M., Titova N.S., Torokhov S.A. Kinetics of oxidation and combustion of complex hydrocarbon fuels: Aviation kerosene. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 2013. V. 49, Iss. 4. P. 392-408. DOI: 10.1134/S0010508213040023
6. Alekseev V.A., Soloviova-Sokolova J.V., Matveev S.S., Chechet I.V., Matveev S.G., Konnov A.A. Laminar burning velocities of n-decane and binary kerosene surrogate mixture. *Fuel*. 2017. V. 187. P. 429-434. DOI: 10.1016/j.fuel.2016.09.085
7. Honnet S., Seshadri K., Niemann U., Peters N. A surrogate fuel for kerosene. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2009. V. 32, Iss. 1. P. 485-492. DOI: 10.1016/j.proci.2008.06.218
8. Wang Q.-D., Fang Y.-M., Wang F., Li X.-Y. Systematic analysis and reduction of combustion mechanisms for ignition of multi-component kerosene surrogate. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2013. V. 34, Iss. 1. P. 187-195. DOI: 10.1016/j.proci.2012.06.011
9. Wang, H., Dames, E., Sirjean, B., Sheen, D.A., Tango, R., Violi, A., Lai, J.Y.W., Egolfopoulos, F.N., Davidson, D.F., Hanson, R.K., Bowman, C.T., Law, C. K., Tsang, W., Cernansky, N.P., Miller, D.L., Lindstedt R.P. A high-temperature chemical kinetic model of n-alkane (up to n-dodecane), cyclohexane, and methyl-, ethyl-, n-propyl and n-butyl-cyclohexane oxidation at high temperatures, JetSurF version 2.0. <http://web.stanford.edu/group/haiwanglab/JetSurF/JetSurF2.0/index.html>
10. Primary Reference Fuels (PRF) + PAH + Real Fuels + Methyl-Esters (Version 1412, December 2014). Available at: <http://creckmodeling.chem.polimi.it/menu-kinetics/menu-kinetics-detailed-mechanisms/menu-kinetics-prf-pah-real-fuels-methyl-esters-mechanism>
11. Ansys Inc. Available at: <http://www.ansys.com/>
12. Rui X., Kun W., Banerje S., Jiankun Sh., Parise T., Yangye Z., Shengkai W., Movaghar A., Dong Joon L., Ruhua Z., Xu H., Yang G., Tianfeng L., Brezinsky K., Egolfopoulos F.N., Davidson D.F., Hanson R.K., Bowman C.T., Hai W. A physics-based approach to modeling real-fuel combustion chemistry – II. Reaction kinetic models of jet and rocket fuels. *Combustion and Flame*. 2018. V. 193. P. 520-537. DOI: 10.1016/j.combustflame.2018.03.021
13. Colket M., Edwards T., Williams S., Cernansky N.P., Miller D.L., Egolfopoulos F., Lindstedt P., Seshadri K., Dryer F.L., Law C.K., Friend D., Lenhart D.B., Pitsch H., Sarofim A., Smooke M., Tsang, W. Development of an experimental database and kinetic models for surrogate jet fuels. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. DOI: 10.2514/6.2007-770
14. Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling. *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 1. P. 48-92. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.10.003
15. Dean A.J., Penyazkov O.G., Sevruck K.L., Varatharajan B. Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss. 2. P. 2481-2488. DOI: 10.1016/j.proci.2006.07.162
16. Humer S., Frassoldati A., Granata S., Faravelli T., Ranzi E., Seiser R., Seshadri K. Experimental and kinetic modeling study of combustion of JP-8, its surrogates and reference components in laminar nonpremixed flows. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss 1. P. 393-400. DOI: 10.1016/j.proci.2006.08.008
17. Lindstedt R.P., Maurice L.Q. Detailed chemical-kinetic model for aviation fuels. *Journal of Propulsion and Power*. 2000. V. 16, Iss. 2. P. 187-195. DOI: 10.2514/2.5582
18. Slavinskaya N.A., Zizin A., Aigner M. On model design of a surrogate fuel formulation. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000593

19. Strelkova M.I., Kirillov I.A., Potapkin B.V., Safonov A.A., Sukhanov L.P., Uman-skiy S.Ya., Deminsky M.A., Dean A.J., Varatharajan B., Tentner A.M. Detailed and reduced mechanisms of jet a combustion at high temperatures. *Combustion Science and Technology*. 2008. V. 180, Iss. 10-11. P. 1788-1802. DOI: 10.1080/00102200802258379

20. Shafer L., Striebich R., Gomach J., Edwards T. Chemical class composition of commercial jet fuels and other specialty kerosene fuels. *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Canberra, Australia, November 6-9, 2006)*. DOI: 10.2514/6.2006-7972

21. Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G., Kolomzarov O.V., Matveev S.S. *Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD* [Workflow of combustion chambers of small-size gas turbine engines]. Samara: Samarsky Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2016. 260 p.

22. Chechet I.V. *Metodika opredeleniya emissii kantserogennykh aromaticheskikh uglevodorodov kamerami sgoraniya gazoturbinykh dvigateley i ustanovok. Diss ...cand. techn. nauk* [Method of determining emission of carcinogenic aromatic hydrocarbons by combustion chambers of gas turbine engines. Candidate's dissertation (Engineering Science)]. Samara, 2018. 149 p.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВЗАИМНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ГРУППЕ

© 2019

А. В. Небылов доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения;
nebylov@aanet.ru

В. В. Перлюк кандидат технических наук, доцент кафедры аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения;
perlvv@mail.ru

Т. С. Леонтьева заместитель директора по развитию инженерной школы; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения;
tleontieva@mail.ru

Рассматривается задача обеспечения полёта группы малых космических аппаратов (микроспутников) с учётом небольших взаимных расстояний между ними. Целью использования указанной орбитальной группировки является создание системы радиосвязи для управления из центрального наземного поста удалёнными объектами в виде беспилотных летательных аппаратов и наземных роботов, расположенных в труднодоступных районах Земли. Для удешевления конструкции микроспутников было принято решение жёстко закреплять приёмо-передающие антенны на их корпусах и использовать для наведения антенны пространственную ориентацию всего аппарата. Это серьёзно усложнило задачи навигации и ориентации микроспутников в группировке и потребовало разработки нового метода определения ориентации одиночного микроспутника. Суть состоит в обработке изображения, получаемого с помощью видеокамеры, установленной на соседнем микроспутнике. При этом использовались методы технического зрения. Приводятся результаты математического моделирования, а также результаты натурного эксперимента на стенде, подтверждающие работоспособность предлагаемого метода.

Малый космический аппарат; группировка микроспутников; навигация; взаимная пространственная ориентация; техническое зрение.

Цитирование: Небылов А.В., Перлюк В.В., Леонтьева Т.С. Исследование технологии взаимной навигации и ориентации малых космических аппаратов в группе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 88-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-88-93

Введение

В последнее десятилетие наблюдался значительный рост числа запусков микроспутников как в ведущих космических державах, так и в странах, сравнительно недавно начавших заниматься космическими технологиями. Этому обстоятельству способствует прежде всего их низкая цена и малое время разработки и вывода по сравнению с традиционными космическими аппаратами. В использовании микроспутников заложен ещё не полностью раскрытый потенциал, позволяющий на новом уровне решать широкий спектр образовательных, прикладных и научных задач.

Для этого потребуется решение комплекса научно-технических задач, ориентированных на обеспечение информационного, аппаратного и пространственно-траекторного взаимодействия между отдельными низковысотными микроспутниками, составляющими сложную систему. Одной из таких задач – исследованию технологии взаимной навигации и ориентации микроспутников в группе – и посвящена данная статья.

Постановка задачи

В последние годы авторы статьи участвуют в международном научном проекте ESIT, проводимом в Международном институте передовых аэрокосмических технологий (МИПАКТ) Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения (ГУАП) при поддержке Минобрнауки РФ в рамках госзадания № 1559.2017 на 2017-2019 гг. Главной задачей проекта является организация системы управления из центрального поста удалёнными объектами, расположенными в труднодоступных районах Земли [1;2].

Основным направлением использования данного проекта является осуществление телемедицины действия, предполагающее оказание удалённой медицинской помощи нуждающимся в ней объектам из единого центра управления полётом (ЦУП) малыми космическими аппаратами (МКА). При этом обеспечивается отработка технологий удалённого управления наземными роботами (НР), включая медицинские типа Leonardo, беспилотными летательными аппаратами или воздушными дронами, решающими сложные задачи. На этапе отработки проекта предусматривается использование для обеспечения сеансов радиосвязи с МКА открытых радиоканалов связи с международной космической станцией (МКС).

Кроме реализации радиоканала управления НР с помощью ЦУП МКА совместно с Научно-исследовательским институтом энергетических сооружений (НИИЭС) и отделом территориальных сетевых организаций (ТСО) проект ESIT предполагает комплекс организационно-технических средств для подготовки персонала и обслуживания дополнительных каналов связи на основе сети Интернет.

Сформированная структура используемых каналов связи должна обеспечить высокую динамику в передаче данных, возможность оперативной реконфигурации каналов связи с помощью разделённых друг относительно друга космического и наземного сегмента. Наземный сегмент сети поддерживается каналами связи ЗЕМЛЯ-ОРБИТА, а космический сегмент – каналами связи ОРБИТА-ОРБИТА. Для внешнего контроля за процессом передачи могут быть привлечены внешние наземные абоненты, подключённые по сети Интернет.

Канал связи ЗЕМЛЯ-ОРБИТА должен обеспечивать передачу данных на существенно большие расстояния (для низкоорбитальной группировки – несколько сотен километров), чем канал связи ОРБИТА-ОРБИТА (сотни метров). Предъявляются также принципиально разные требования к пропускной способности этих типов канала. Канал связи между спутниками должен обеспечивать существенно большую производительность по сравнению с каналом связи спутника с Землёй, что должно позволять оперативно перестраивать космический сегмент. Всё это требует существенно разных подходов к выбору средств технической реализации каналов связи.

В процессе полёта спутника потребуются постоянное изменение ориентации приёмо-передающих антенн каналов связи ЗЕМЛЯ-ОРБИТА и ОРБИТА-ЗЕМЛЯ. И если для наземной станции это не представляет принципиальной трудности, то для МКА использование дополнительных механизмов перемещения антенны трудно реализовать из-за имеющихся ограничений по габаритам и энергетике.

Поэтому было принято решение жёстко закрепить антенну на корпусе микро-спутника и использовать для наведения антенны на наземный объект пространственную ориентацию самого МКА. Такое упрощение системы связи серьёзно усложняет задачи навигации и ориентации микро-спутников. Кроме того, близкое расположение траекторий МКА в группе накладывает дополнительные требования для снижения вероятности столкновения микро-спутников друг с другом. Так как мы рассматриваем строй (формацию) из микро-спутников, то необходимо обеспечить заданное взаимное положение космических аппаратов. Эта необходимость обусловлена не только требо-

ваниями по изменению или поддержанию взаимного положения, но и отличиями в параметрах орбит близко летящих спутников [3].

Управление малыми космическими аппаратами в группировке

Одна из главных задач при групповом полёте – распределение заданий и действий, которые возлагаются на каждый спутник.

Задача управления делится на две части: задача измерений и собственно задача управления [2]. Задача измерений возникает вследствие необходимости знать расстояние между спутниками для того, чтобы поддерживать их заданное взаимное расположение. Задача измерений делится на две части: ориентация и навигация. Для решения задачи навигации необходимо измерить расстояние от исследуемого объекта до навигационных спутников, координаты которых заранее известны и выбраны в качестве базовых точек. Навигационная задача разделяется на две части: относительно Земли (достаточно точности в несколько метров и десятков метров) и между спутниками. Спутники должны быть выстроены в строго определённом порядке, потому что для решения задач с помощью строя из спутников необходима очень высокая точность (порядка сантиметра или миллиметра).

Для определения относительного фазового состояния аппаратов в группе используется обработка видеоизображений, получаемых при съёмке одного аппарата с помощью видеокамеры, установленной на другом аппарате [1]. Используется метод, основанный на распознавании на снимке некоторых точек аппарата, положение которых известно в системе отсчёта, связанной с этим аппаратом. Далее определяются координаты микроспутника относительно станции (выбранного для ориентации микроспутника из группы).

Широко известны методы выделения (идентификации) характерных признаков в изображении сцены, которые используются в системах машинного зрения. Суть метода, применительно к формированию геометрической модели микроспутника по изображению, состоит в селекции из полученного входного массива точек изображения некоторых локальных признаков, определяющих отличительные особенности формы и геометрических размеров именно того реального объекта, для которого создаётся данная геометрическая модель.

Для трёхмерной сцены селекция характерных признаков (точек, отдельных линий, областей и пр.) для отдельных двумерных изображений позволяет сопоставить между собой информацию, полученную при сканировании с разных сторон, и в результате сформировать трёхмерную геометрическую модель. Положительным результатом такого метода является возможность осуществления автоматического сравнения по характерным точкам геометрической модели с реальным изображением объекта. Этот метод позволяет также упростить и повысить надёжность выбора геометрической модели по её описанию.

Кроме того, имеется возможность использования одной геометрической модели для описания объектов, имеющих разные размеры, а также составления структурно сложных моделей из набора простых геометрических моделей по их описаниям.

Данный метод относится к классу пространственно-временной селекции и позволяет оперировать непосредственно с информацией, полученной тем или другим способом путём сканирования трёхмерной сцены.

К недостаткам данного метода следует отнести необходимость использования специальных алгоритмов распознавания и хранения описаний изображений, получаемых по характерным признакам изображений реальных объектов.

В простейшем случае определяется контур по локальному градиенту уровня освещённости двухмерного изображения. Применяется оператор Собеля или ему аналогичные фильтры градиентов уровня сигнала.

Достоинствами данного метода является его простота, точность фиксации характерных признаков, а также соответствие естественному представлению человека о характерных признаках объектов или сцены.

К ограничениям метода градиентов, как известно, относятся высокая чувствительность к шумам и случайным помехам на изображении, необходимость последующего обобщающего анализа полученных точек для определения основных и второстепенных признаков среди массы полученных данных.

Реализация метода определения пространственной ориентации микроспутника

Для практической проверки метода определения ориентации микроспутника по изображению был изготовлен стенд, включающий макет МКА в формате Cubesat и оптическую камеру с системой технического зрения. В исследованиях широко используется селекция локального цветового градиента сцены, например, методом сравнительного контрастирования, позволяющего определять и локализовать объекты, не имеющие резких границ и отличающиеся главным образом по цвету.

Для определения граней МКА на фотоизображении была использована библиотека NI IMAQ Vision системы технического зрения в среде LabView. Для поиска рёбер МКА используются функции поиска прямых линий, реализованные на основе алгоритма Хафа. Алгоритм осуществляет поиск двух горизонтальных и двух вертикальных прямых. Вершины МКА определяются как точки пересечения прямых.

Проведённые исследования подтвердили достаточную точность определения расстояния от камеры до макета МКА (около 10 мм на расстояниях до 15 м). Но при этом точность определения углов пространственной ориентации оказалась крайне низкой. На сравнительно больших расстояниях до объекта (более 15 м) методы технического зрения оказались неработоспособными. Поэтому исследовательский стенд был доработан путём установки на поверхности корпуса макета микроспутника специальных оптических маркеров (светодиодов), имеющих жёсткую привязку к собственным координатам объекта.

На вершинах макета спутника (первый спутник моделируемой группы) установлено восемь инфракрасных светодиодов. На втором моделируемом спутнике в группе устанавливается видеокамера. Это и есть упрощённая система оптико-электронной относительной ориентации и навигации. Инфракрасные (ИК) светодиоды, расположенные на углах куба, отображаются изображением на чувствительной матрице видеокамеры. Разработана специальная программа, которая измеряет координаты этих светодиодов. Данные передаются для вычисления относительных координат x , y , z и для вычисления углов относительной ориентации.

Исследуется точность определения в зависимости от дальности до снимаемой камеры и размеров реперных точек. Чем дальше микроспутник расположен от камеры, тем меньше точность. Это объясняется тем, что микроспутник в формате CubeSat имеет малые размеры (10×10 см) и соответственно малые расстояния между реперными точками. Поэтому, если камера расположена далеко от макета микроспутника, то она не различает вершины граней, на которых находятся ИК светодиоды. На полученном изображении светодиоды начинают сливаться, не давая возможности судить об их точном расположении.

Рассмотрены варианты практической реализации и особенности эксплуатации систем, где предполагается, что для видеокамеры могут быть видны произвольные наборы от трёх до восьми светодиодов.

Ориентация одного спутника относительно другого спутника определяется тремя углами Эйлера.

Полученная матрица

$$C = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{vmatrix}$$

устанавливает преобразование из трёхгранника $OX_bY_bZ_b$, связанного со вторым спутником, в исходный трёхгранник $OXYZ$:

$$[XYZ] = C[X_bY_bZ_b].$$

Было проведено 1000 измерений с фиксированными углами поворота макета микроспутника и получены следующие результаты:

- угол ψ – действительное значение 10 град, оценка 10.2773 град;
- угол ϑ – действительное значение 30 град, оценка 29.7426 град;
- угол γ – действительное значение 50 град, оценка 50.2259 град.

Полученные результаты можно считать приемлемыми для практического применения разработанного метода.

Заключение

Подтверждена целесообразность использования системы технического зрения для обеспечения взаимной ориентации малых космических аппаратов в группе.

Планируется включить в состав стенда оборудование, позволяющее в реальном времени отслеживать сигналы радиоканала, используемого для связи между спутниками на орбите. Такая доработка стенда позволит повысить точность натурного эксперимента при синтезе алгоритмов и законов управления полётом малых космических аппаратов в группе.

Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, государственное задание 9.155.2017/2017 / ФН на 2017-2019 гг.

Библиографический список

1. Nebylov A., Panferov A., Brodsky S., Knyazhsky A. Relative navigation and positioning of nanosatellites in formation // AIRTEC 2017 Congress. Germany, 2017.
2. Panferov A., Nebylov A., Brodsky S. Synthesis of a control system for relative motion of closely spaced satellites // Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering. 2017. V. 6, Iss. S2. P. 79. DOI: 10.4172/2168-9792-C1-017
3. Panferov A., Nebylov A., Brodsky S. Synthesis of a control system for relative movement of closely spaced satellites // 7-th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS) (July, 3-6, 2017, Milan, Italy). DOI: 10.13009/EUCASS2017-452

INVESTIGATION OF THE TECHNOLOGY OF MUTUAL NAVIGATION AND ORIENTATION OF SMALL SPACE VEHICLES FLYING IN FORMATION

© 2019

- A. V. Nebylov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Aerospace Measuring and Computing Complexes; Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russian Federation; nebylov@aanet.ru
- V. V. Perliouk** Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Aerospace Measuring and Computing Complexes; Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russian Federation; perlvv@mail.ru
- T. S. Leontieva** Deputy Director of Engineering School Development; Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russian Federation; tleontieva@mail.ru

The paper presents the problem of ensuring support of the flight of a group of small spacecraft (microsatellites) taking into account the small mutual distances between them. The purpose of using the orbital constellation specified is to create a radio communication system to control remote objects like unmanned aerial vehicles and ground robots located in hard-to-reach areas of the Earth from the Central ground station. To reduce the cost of microsatellite design, it was decided to rigidly fix the receiving and transmitting antennas on their housings and use the spatial orientation of the entire apparatus for antenna guidance. This seriously complicated the tasks of navigation and orientation of microsatellites in a formation and required the development of a new method for determining the orientation of a single microsatellite. The essence of the method is to process the image obtained by means of a video camera mounted on a nearby microsatellite. We used methods of computer vision. The results of mathematical modeling simulation, as well as the results of full-scale bench experiment confirming the efficiency of the proposed method are presented.

Small spacecraft; microsatellite grouping; navigation; mutual spatial orientation; technical vision.

Citation: Nebylov A.V., Perliouk V.V., Leontieva T.S. Investigation of the technology of mutual navigation and orientation of small space vehicles flying in formation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 88-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-88-93

References

1. Nebylov A., Panferov A., Brodsky S., Knyazhsky A. Relative navigation and positioning of nanosatellites in formation. *AIRTEC 2017 Congress*. Germany, 2017.
2. Panferov A., Nebylov A., Brodsky S. Synthesis of a control system for relative motion of closely spaced satellites. *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*. 2017. V. 6, Iss. S2. P. 79. DOI: 10.4172/2168-9792-C1-017
3. Panferov A., Nebylov A., Brodsky S. Synthesis of a control system for relative movement of closely spaced satellites. *7-th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS) (July, 3-6, 2017, Milan, Italy)*. DOI: 10.13009/EUCASS2017-452

ГРУППИРОВКА МАЛЫХ СПУТНИКОВ «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ДЛЯ МОНИТОРИНГА ТЕХНОГЕННЫХ И ПРИРОДНЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

© 2019

- В. А. Садовничий** доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН, ректор; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; mmmf@mech.math.msu.su
- М. И. Панасюк** доктор физико-математических наук, профессор, директор Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; panasyuk@sinp.msu.ru
- В. М. Липунов** доктор физико-математических наук, профессор, профессор физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; lipunov2007@gmail.com
- А. А. Белов** кандидат технических наук, младший научный сотрудник физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; aabcad@gmail.com
- В. В. Богомолов** кандидат физико-математических наук, доцент физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; bogovit@rambler.ru
- Г. К. Гарипов** старший научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; ggkmsu@yandex.ru
- Е. С. Горбовской** кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Государственного астрономического института имени П.К. Штернберга; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; gorbovskoy@sai.msu.ru
- А. Ф. Июдин** доктор физико-математических наук, доцент, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; aiyudin@srd.sinp.msu.ru
- В. В. Калегаяев** доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; klg@decl.sinp.msu.ru
- П. А. Климов** кандидат физико-математических наук, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; pavel.klimov@gmail.com
- В. Г. Корнилов** доктор физико-математических наук, доцент, доцент физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; victor@sai.msu.ru
- С. К. Мить** программист Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; msergey1996@mail.ru
- В. И. Оседло** кандидат физико-математических наук, заместитель директора Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; osedlo@mail.ru
- В. Л. Петров** младший научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; vas@srd.sinp.msu.ru

- М. В. Подзолко** кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; spacerad@mail.ru
- Е. П. Попова** кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник; Институт физики Земли имени О.Ю. Шмидта Российской академии наук; popovaelp@mail.ru
- И. А. Рубинштейн** кандидат технических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; iarubinst@mail.ru
- С. И. Свертилов** доктор физико-математических наук, доцент, профессор физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; sis@coronas.ru
- В. И. Тулулов** кандидат физико-математических наук; ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; ikt0840@mail.ru
- А. С. Чепурнов** кандидат физико-математических наук; старший научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; chas@marathon.ru
- И. В. Яшин** кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; iv_n@bk.ru

Естественная и «техногенная» космические среды создают серьёзные риски для осуществления роботизированных и с участием человека космических миссий. Основными природными и техногенными факторами риска, ограничивающими или представляющими опасность для осуществления автоматических и пилотируемых космических миссий в околоземном пространстве, являются космическая радиация и космический мусор. В верхних слоях атмосферы для суборбитальных полётов летательных аппаратов факторами риска являются также природные транзиентные электромагнитные явления, связанные со значительным высвобождением энергии. В предлагаемом проекте «Универсат-СОКРАТ» планируется создать систему космических аппаратов, позволяющую в режиме, близком к реальному времени, определять радиационную обстановку в значительной части области захваченной радиации, вплоть до орбит глобальных навигационных спутниковых систем или геостационарной. Планируется также создание космического сегмента мониторинга космического мусора и электромагнитных транзиентов в верхней атмосфере. Мониторинг «космического мусора» позволит осуществить «всепогодное» и глобальное слежение за околоземными объектами и тем самым повысить оперативность анализа информации и принятия необходимых решений. В некоторых случаях он позволит повысить точность определения координат объектов для последующей их каталогизации. Успешная реализация проекта позволит впервые в мире создать космическую систему мониторинга и предотвращения космических угроз как для осуществляемых, так и для планируемых космических миссий.

Малые спутники; группировка; космическая радиация; космический мусор; астероиды; метеориты; электромагнитные транзиенты.

Цитирование: Садовничий В.А., Панасюк М.И., Липунов В.М., Белов А.А., Богомолов В.В., Гарипов Г.К., Горбовской Е.С., Июдин А.Ф., Калегаев В.В., Климов П.А., Корнилов В.Г., Мить С.К., Оседло В.И., Петров В.Л., Подзолко М.В., Попова Е.П., Рубинштейн И.А., Свертилов С.И., Тулулов В.И., Чепурнов А.С., Яшин И.В. Группировка малых спутников «Универсат-СОКРАТ» для мониторинга техногенных и природных космических угроз // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 94-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-94-108

Введение

Естественная и «техногенная» космические среды создают серьёзные риски для осуществления космических миссий как роботизированных, так и с участием человека. Риск определяется спецификой планируемых миссий – их продолжительностью, локализацией в космическом пространстве и параметрами орбит.

Основными природными и техногенными факторами риска, ограничивающими или представляющими опасность для осуществления автоматических и пилотируемых космических миссий в околоземном пространстве, являются космическая радиация и космический мусор. В верхних слоях атмосферы для суборбитальных полётов летательных аппаратов факторами риска являются также природные транзиентные электромагнитные явления, связанные со значительным высвобождением энергии. Разработка методов мониторинга этих явлений и их тестирование с помощью специализированной аппаратуры было успешно осуществлено специалистами МГУ в ходе лётных испытаний космических аппаратов (КА) «Ломоносов» [1], «Вернов» [2; 3], «Татьяна-1» и «Татьяна-2» [4]. В предлагаемом проекте «Универсат-СОКРАТ»^{*} предлагается сделать следующий шаг в этом направлении.

Планируется создать систему космических аппаратов, позволяющую в режиме, близком к реальному времени, определять уровни радиационных нагрузок, создаваемых ионизирующей радиацией – частицами радиационных поясов Земли и солнечными энергичными частицами, вторгающимися внутрь магнитосферы, – не только в районе орбит самих КА, но и в значительной части области захваченной радиации, вплоть до орбит глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) или геостационарной (ГСО).

Планируется также создание космического сегмента мониторинга космического мусора, который, в отличие от наземных средств мониторинга, позволит не только осуществить всепогодное и глобальное слежение за околоземными объектами и тем самым повысить оперативность анализа информации и принятия необходимых решений, а в некоторых случаях и повысить точность определения координат объектов для последующей их каталогизации.

Должна быть реализована система мониторинга электромагнитных транзиентов в верхней атмосфере на нескольких КА, что позволит выявить локальные области наиболее интенсивной их генерации на шкале времени более короткой, чем это позволяет их мониторинг на отдельном КА, и повысить достоверность их прогноза при планировании суборбитальных полётов. Приборы, предназначенные для регистрации электромагнитных транзиентов в гамма-диапазоне, могут одновременно быть использованы и для мониторинга радиоактивного космического мусора – остатков КА с ядерными установками или радиоактивными источниками на их борту. Эта цель также включена в программу мониторинга потенциально опасных объектов проекта «Универсат-СОКРАТ».

Успешная реализация проекта позволит впервые в мире создать космическую систему мониторинга и предотвращения космических угроз как для осуществляемых, так и для планируемых космических миссий.

^{*} Английская аббревиатура «Universat» – University Satellites). Русская аббревиатура «СОКРАТ» – система оповещения космической радиационной, астероидной и техногенной опасности.

Потенциально опасные факторы в околоземном космическом пространстве

Специфика природных условий в космическом пространстве (многообразии физических параметров радиационных полей, особенности баллистических траекторий природных космических объектов), а также последствия космической деятельности человека в космосе (загрязнение космического пространства техногенным мусором) создают, как правило, реальные трудности для моделирования обстановки и расчётов рисков. Ниже даны характеристики потенциально опасных факторов в околоземном космическом пространстве.

Ионизирующая радиация. Одна из основных задач создаваемой спутниковой системы – оперативный (близкий к «реальному времени») мониторинг околоземной радиации, представляющей опасность для бортовых систем спутников и экипажей пилотируемых кораблей. Главным образом, это потоки энергичных электронов и протонов радиационных поясов Земли, а также энергичных частиц солнечных космических лучей.

Необходимость такого мониторинга обусловлена тем фактом, что эти потоки даже в геомагнитно-спокойных условиях испытывают очень значительные средне- и долгосрочные вариации, которые не могут быть описаны существующими квазистатистическими моделями радиационных поясов Земли. С другой стороны, существующие спутниковые измерения проводятся только для ограниченного числа орбит и диапазона питч-углов (углов между вектором скорости частицы и магнитной силовой линией) и не могут дать глобальную картину пространственно-временных вариаций радиации в околоземном космическом пространстве.

Основными целями радиационного мониторинга и оперативного прогноза радиационного окружения Земли являются:

- оперативная оценка радиационных условий в околоземном космическом пространстве (ОКП) для оценки радиационных рисков выполнения космических миссий и выработки алертных сигналов для принятия решений по управлению ими;
- верификация современных расчётных моделей полей радиации околоземного космического пространства.

Космический мусор, астероиды и крупные метеориты. По состоянию на 31 августа 2015 г. общее количество находящихся в космическом пространстве и каталогизированных в базах данных «систем предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве» космических объектов техногенного происхождения составило 17 250. Из них 1 362 космических объекта – это действующие космические аппараты, а остальные 15 888 космических объектов – космический мусор [5]. При экстраполяции существующих темпов засорения низких околоземных орбит (НОО), даже с учётом различных мероприятий по его уменьшению, в среднесрочной перспективе может возникнуть «каскадный эффект» возрастания обломков в результате взаимного столкновения объектов и частиц космического мусора, который может в долгосрочной перспективе привести к катастрофическому росту количества объектов космического мусора на НОО и, как следствие, к практической невозможности дальнейшего освоения космоса. Такая критическая ситуация уже близка на ГСО.

Также актуальна проблема астероидной опасности. Небесное тело считается потенциально опасным, если оно пересекает орбиту Земли на расстоянии $< 0,05$ а. е. ($\approx 19,5$ расстояний от Земли до Луны) и его диаметр превышает 100–150 м. Объекты размером в несколько сот метров могут вызвать беспрецедентные разрушения на суше, либо огромное цунами в случае падения в океан. События таких масштабов происходят примерно раз в 10 000 лет. Однако объекты меньшего диаметра (менее 100 метров) появляются вблизи Земли гораздо чаще. При попадании в густонаселённые зоны такие

объекты могут привести к катастрофическим последствиям. На основе информации, полученной с космического телескопа WISE, специалисты оценивают наличие 4700 ± 1500 потенциально опасных объектов с диаметром >100 метров [6]. В целом в каталоги внесены $\approx 20,5$ тыс. объектов, достигающих до 100 м в поперечнике.

Электромагнитные транзиенты. Ещё одной задачей проекта будет мониторинг и изучение электромагнитных транзиентных явлений в верхней атмосфере, которые наблюдаются в разных диапазонах длин волн – от радиодиапазона до гамма-диапазона. Эти явления связаны с электрическими разрядами, происходящими на высотах в десятки километров в верхней атмосфере, и имеют глобальный характер. Выделяемая в них энергия достаточно велика, чтобы оказать существенное воздействие на радиокommunikации, модифицировать физические параметры мезосферы, а также оказать непосредственное влияние на бортовые системы стратосферных суборбитальных летательных аппаратов.

Концепция космической системы на основе группировки малых спутников для мониторинга космических угроз

В рамках проекта «Универсат-СОКРАТ» несколько малых космических аппаратов, оснащённых несколькими разнонаправленными спектрометрами энергичных протонов и электронов, должны быть выведены на специально подобранные орбиты и осуществлять измерения, которые позволят рассчитывать текущее распределение потоков частиц в большом объёме радиационных поясов до орбит ГНСС или ГСО и, как следствие, рассчитать текущие уровни радиационных нагрузок для большого диапазона эксплуатируемых орбит КА.

Важным дополнением к системе космического мониторинга станет разработанная в МГУ полностью автоматизированная наземная система оперативного анализа спутниковых данных, предназначенная для оценки и прогнозирования радиационных условий в ОКП в режиме реального времени.

Что касается мониторинга потенциально опасных объектов, то реализация предлагаемого проекта позволит создать первую отечественную систему космического базирования, предназначенную в первую очередь для оперативного обнаружения некаталогизированных объектов. По сравнению с существующими в мире системами такого типа – NORAD, миниспутниками Sapphire и NEOSat, будет обеспечено обнаружение неизвестных объектов в режиме реального времени. Предлагаемый космический сегмент – не альтернатива наземному, но существенно комплементарен к нему. Сочетание наземных средств наблюдений (система МГУ «МАСТЕР») с космическим («Универсат-СОКРАТ») позволит с помощью роботизированных телескопов с широким полем зрения существенно повысить эффективность мониторинга космического мусора в околоземном пространстве.

Для реализации указанных наблюдений предполагается в минимальном варианте использовать группировку из трёх космических аппаратов [7]. Взаимное расположение орбит представлено на рис. 1.

Основные задачи КА №1 – это мониторинг опасных объектов и явлений, изучение электромагнитных транзиентных явлений. Также на этом аппарате должны осуществляться измерения потоков космической радиации (электронов и протонов) в рамках системы радиационного мониторинга [8].

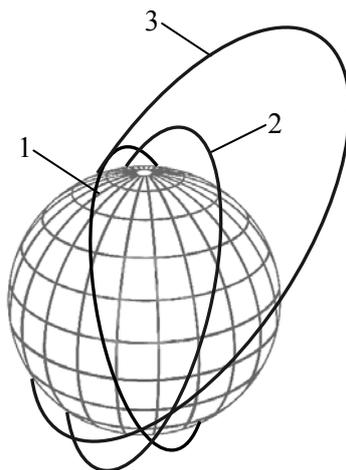


Рис. 1. Взаимное расположение орбит группировки малых КА

Параметры орбиты КА №1 (орбита «1» на рис. 1) определяются поставленными выше задачами, поэтому он должен размещаться на низкой солнечно-синхронной орбите высотой 500–650 км. Такая орбита обеспечивает наблюдение разных областей верхней атмосферы и околоземного пространства – от экваториальных до полярных, а также создаёт благоприятные фоновые условия для измерений всплесковых явлений в гамма-диапазоне. Кроме того, на этом спутнике должны размещаться наиболее массивные приборы целевой аппаратуры. Поэтому необходимая масса полезной нагрузки КА №1 составляет не менее 130 кг, что также обуславливает требование низкой круговой орбиты.

На КА №1 должны быть установлены следующие приборы: комплекс приборов для оптического мониторинга опасных объектов, комплекс научной аппаратуры для изучения транзиентных атмосферных явлений (ТАЯ) в оптическом диапазоне, комплекс научной аппаратуры для мониторинга в гамма-диапазоне, аппаратура для мониторинга космической радиации, а также блок сбора информации (БСИ).

По основным задачам и составу целевой аппаратуры КА №2 и №3 идентичны. Основной задачей этих аппаратов является обеспечение радиационного мониторинга с целью построения трёхмерной картины текущего распределения потоков протонов и электронов в значительной области радиационных поясов Земли.

Для построения текущей трёхмерной картины потоков выбран подход, предусматривающий охват большого диапазона L -оболочек (от $L=1,2$ до $\approx 5 \div 7$), и для каждой из них – измерения всенаправленных потоков частиц в разных точках L -оболочки на разных высотах, а затем расчёт высотного хода потоков для всей L -оболочки путём интерполяции и экстраполяции данных измерений с использованием известных теоретических и эмпирических закономерностей.

При этом выбор орбиты должен учитывать характерную форму высотного хода потоков частиц радиационных поясов.

В качестве орбиты КА для радиационного мониторинга выбрана эллиптическая орбита с высотами перигея и апогея ≈ 600 и 8000 км, наклоном $63,4^\circ$ и начальным аргументом перигея $\approx 310^\circ$ (орбита «3» на рис. 1). Орбита пересекает характерные области высотного хода потоков. При этом на каждом витке КА несколько раз пересечёт каждую L -оболочку на разных высотах.

Как следствие, для $L=1,2$ высот ≤ 8000 км текущий высотный ход потоков может строиться путём интерполяции измерений. Для высот >8000 км будет осуществ-

ляться экстраполяция высотного хода – это возможно сделать, поскольку потоки в этой области меняются слабо, по степенному закону.

Рассматривается также вариант, при котором один из КА №2 или №3 вместо эллиптической орбиты будет выведен на круговую орбиту высотой ≈ 1500 км или на эллиптическую орбиту высотой 800–2000 км и наклоном $\approx 80^\circ$ (орбита «2» на рис. 1). Для такой орбиты существует больше возможностей попутного запуска.

На каждом из КА №2 и КА №3 должна быть установлена аппаратура для мониторинга космической радиации и блок электроники, осуществляющий связь с бортовыми системами спутника. На КА №2 и КА №3 могут решаться вспомогательные задачи по оптическим наблюдениям и регистрации электромагнитных транзиентов. Поэтому на них может быть установлен компактный гамма-спектрометр, оптическая камера широкого поля зрения, детектор УФ-излучения (ДУФ). Оптические камеры на КА №2 и КА №3 предназначены для мониторинга ближнего и дальнего (до нескольких миллионов километров) пространства с целью поиска неотожествлённых объектов искусственного и естественного происхождения.

Состав и характеристики целевой аппаратуры

Аппаратура для мониторинга космической радиации. Аппаратура должна включать спектрометр протонов в диапазоне энергий от 2 до > 160 МэВ и электронов в диапазоне энергий 0,15–10 МэВ (СПЭ). Его основным элементом является сборка типа «телескоп», включающая несколько полупроводниковых детекторов различной толщины и сцинтилляционный детектор, расположенные соосно один под другим (рис. 2). Для измерения пичч-углового распределения потоков и всенаправленных потоков частиц будет использоваться несколько телескопов с разной пространственной ориентацией. Один из вариантов компоновки прибора показан на рис. 2. Рассматривается также компоновка, при которой оси четырёх телескопов должны лежать в плоскости магнитного меридиана (в случае орбиты спутника, близкой к полярной, это означает, что они должны лежать практически в плоскости орбиты), а ось ещё одного телескопа должна лежать перпендикулярно плоскости магнитного меридиана. В составе аппаратуры также должен использоваться трёхкомпонентный магнитометр.

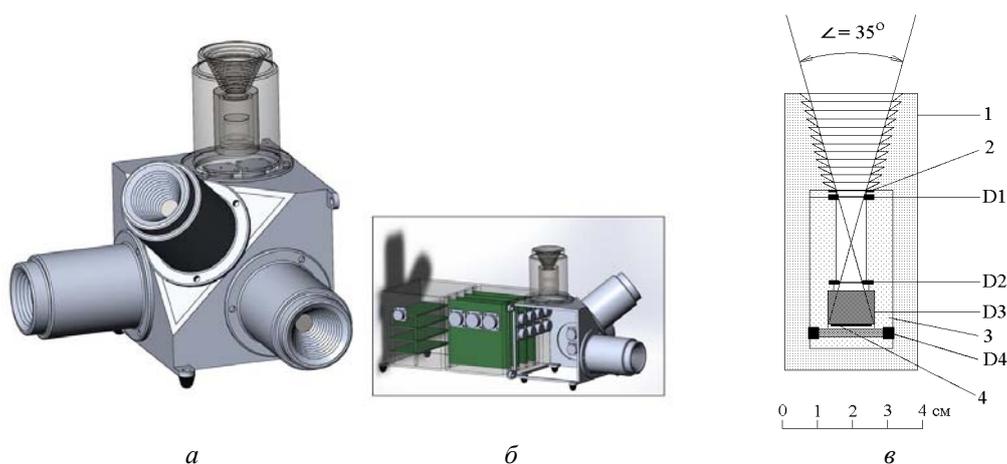


Рис. 2. Спектрометр протонов и электронов:

- a* – детекторный блок с разнонаправленными телескопами; *б* – общий вид прибора;
- в* – структурная схема телескопа: 1 – корпус; 2 – фольга толщиной, эквивалентной ≈ 10 мкм Si;
- 3 – оргстекло или другой изолятор; D1, D2, D4 – полупроводниковые (Si) детекторы;
- D3 – сцинтилляционный (CsI(Tl)) детектор; 4 – фотодиод

Комплекс приборов для оптического мониторинга опасных объектов. Комплекс должен состоять из двух широкопольных оптических камер (мини-телескопов) и сканирующего телескопа с диаметром входного окна 120 – 250 мм и рабочим полем зрения до 100 квадратных градусов. Камеры широкого поля зрения успешно прошли лётно-конструкторские испытания в составе спутника «Ломоносов» [9]. Параметры широкопольных камер: поле зрения $\sim 20 \times 40^\circ$, ПЗС матрица 24×36 мм на 12 мегапикселей. Данные с каждой камеры анализируются процессором, осуществляющим как подробную запись видеоряда (до 5 кадров в секунду) по триггеру от гамма-детектора (гамма-всплески), так и выборку видеофрагментов, относящихся к космическим аппаратам, космическому мусору, астероидам и другим объектам. Для успешной реализации наблюдений необходимы средства стабилизации ориентации на время экспозиции (до 3 угловых минут) с точностью не хуже $5''$ относительно неподвижных звёзд и знание ориентации телескопа на момент начала экспозиции не хуже $60'$. Параметры упомянутых оптических приборов и особенности наблюдений космического мусора на различных орбитах будут уточняться в ходе дальнейших исследований по проекту.

Группировка КА «Универсат-СОКРАТ» должна осуществлять мониторинг в режиме, близком к реальному времени. Для передачи алертов в случае регистрации гамма-всплеска или потенциально опасного объекта предполагается использовать дополнительную систему связи (прорабатываются варианты использования как спутниковых систем связи, так и развёртывание системы наземного оперативного приёма информации). Оперативная передача информации о регистрируемых гамма-всплесках в мировую сеть координат гамма-всплесков Gamma Coordinate Network (GCN) через модем системы «Globalstar» была успешно отработана на спутнике «Ломоносов».

Главное свойство представленной системы – наличие программного обеспечения обработки широкопольных изображений на борту, позволяющего в режиме реального времени (менее минуты после считывания с ПЗС-сенсора) идентифицировать все объекты на кадре с полным отождествлением (фотометрия, астрометрия), сравнением со всеми известными каталогами, сравнением с историей координат в базе МАСТЕР и выделением всех новых движущихся и стационарных объектов (транзиентов). Идентификация МАСТЕРа включает в себя определение параметров движения для движущихся объектов [10; 11].

Комплекс научной аппаратуры для изучения ТАЯ в УФ и оптическом диапазонах. Комплекс должен включать пространственно-чувствительный спектрометр – малый линзовый телескоп (МЛТ) с высоким временным разрешением для измерения спектра оптического излучения ТАЯ и молний и детектор УФ и ИК излучения (ДУФИК) – аналог детекторов на спутниках «Татьяна-2» и «Вернов» (для сравнения данных нового космического эксперимента с данными предыдущих), дополненный каналами измерений в дальнем УФ-диапазоне. Измерение спектра необходимо для определения типа и высоты генерации ТАЯ, а также для выделения молниевых разрядов по характерной линии 777 нм и по отсутствию сигнала в области линии поглощения кислорода 762 нм. Оси приборов МЛТ и ДУФИК должны быть ориентированы в надиры с углами незатенения $\pm 90^\circ$ относительно визирных осей детекторов. Прибор МЛТ должен состоять из линзового широкопольного объектива и позиционно-чувствительного детектора в виде мультианодного ФЭУ, а также набора фотоумножителей для измерения длинных временных рядов сигналов ТАЯ с чувствительностью ~ 50 фот/см²мкс и временным разрешением одна мкс. В конструкции прибора предусмотрено до 16 спектральных каналов.

Прибор ДУФИК должен состоять из трёх фотоумножителей, входные окна которых закрыты светофильтрами, обеспечивающих работу в разных спектральных диапазонах: инфракрасном (600–800 нм), ближнем УФ (240–400 нм), солнечно-слепом (100–

300 нм). В его состав должен входить оптический детектор на основе микроканальной пластины, обеспечивающий регистрацию излучения в диапазоне от дальнего УФ до мягкого рентгеновского.

Комплекс научной аппаратуры для мониторинга в гамма-диапазоне. Комплекс должен включать три широконаправленных сцинтилляционных детектора гамма-излучения типа БДРГ [12] для контроля верхней атмосферы и обзора неба в диапазоне 10–3000 кэВ и трековый гамма-спектрометр высокого разрешения и чувствительности. Детекторный узел каждого блока БДРГ выполнен в виде сборки тонкого (0,3 см) сцинтиллятора NaI(Tl) и сцинтиллятора CsI(Tl) большей толщины (1,7 см) цилиндрической формы. Оба сцинтилляционных кристалла имеют одинаковый диаметр 13 см и просматриваются одним фотоумножителем – так называемым «фосвич». Оси трёх гамма-детекторов типа БДРГ должны быть перпендикулярны друг другу и направлены вдоль взаимно перпендикулярных рёбер куба, образуя собственную Декартову систему координат. При этом главная диагональ куба должна быть ориентирована в нади́р.

Трековый гамма-спектрометр высокого разрешения и чувствительности представляет собой комбинацию позиционно-чувствительного детектора с кодирующей маской. В состав прибора также входит годоскопический узел на основе сцинтилляционных волокон. Ось прибора должна быть направлена вдоль оси «нади́р-зенит», при этом со стороны кодирующей маски прибор должен быть ориентирован в зенит, а со стороны годоскопического узла – в нади́р. Эффективная площадь гамма-спектрометра ~ 250 см², диапазон энергий 50 – 5000 кэВ (в режиме кодирования 50 – 1000 кэВ), угловое разрешение ~ 2°, поле зрения полного кодирования ± 25°. Гамма-телескоп даёт возможность проводить проверку появления точечного источника и, таким образом, отделять гамма-всплески различной природы от высыпаний частиц. Аппаратура включает блок анализа данных, содержащий узлы цифровой электроники, позволяющие вести запись показаний с высоким временным разрешением (до 10 мкс), проводить оперативный анализ изображений с телескопа с кодирующей маской, вырабатывать триггер гамма-всплеска. Трековый гамма-спектрометр может использоваться для идентификации делящихся материалов на борту космических аппаратов и контроля «радиоактивного мусора».

Блок сбора информации. В составе аппаратуры на КА №1 должен быть предусмотрен блок сбора информации, осуществляющий сбор научной и телеметрической информации с отдельных приборов и передачу её в бортовое запоминающее устройство (ЗУ), подачу на приборы питания и команд, поступающих от бортовых систем спутника.

При основном рабочем режиме работы аппаратуры все приборы включены и работают непрерывно. Переключение приборов между режимами работы осуществляется по командам с Земли или внутренним циклограммам БСИ. Для оптимизации управления энергопотреблением аппаратуры должен быть предусмотрен формат информационного обмена между БСИ и служебной платформой, включающий информирование об изменении параметров работы системы энергоснабжения КА и переключение научной аппаратуры в последовательные режимы энергосбережения (изменения режимов работы приборов или их частичного отключения).

В ходе осуществления космического эксперимента предполагается создание наземного комплекса, предназначенного для решения задач управления КА, а также приёма и обработки целевой научной информации. Он будет создан на базе наземного научного комплекса (ННК) КА «Ломоносов», который предназначен для планирования целевого применения комплекса научной аппаратуры приёма, обработки, архивации и распространения информации с КА. Созданный ННК представляет собой задел, который будет использован при реализации нового проекта МГУ «Универсат-СОКРАТ»,

что существенно уменьшит расходы на реализацию проекта. Это позволит избежать затрат, связанных с разработкой основных видов обеспечения полёта КА: командно-программного, информационно-телеметрического и навигационно-баллистического обеспечения.

Наряду с системой приёма и обработки космической научной телеметрии в МГУ создана система оперативного анализа и прогнозирования радиационных условий в ОКП, основанная на автоматизированном анализе данных космического мониторинга с использованием операционных моделей внешних воздействующих факторов космической среды [13]. Их использование позволит повысить эффективность создаваемой космической системы «Универсат-СОКРАТ».

Заключение

Несмотря на разнообразность поставленных перед проектом «Универсат-СОКРАТ» целей по мониторингу потенциально опасных объектов в космосе, их объединение в рамках единой космической системы представляется экономически выгодным по сравнению с проектами, направленными на реализацию мониторинга только одного из опасных космических факторов. Действительно, в данном проекте основная доля массы полезной нагрузки, информационного потока и финансовых затрат приходится на оптические роботизированные системы наблюдений. Остальные предлагаемые приборы мониторинга составляют меньшую долю от общей массы полезной нагрузки, информационного потока и финансовых затрат. Кроме того, следует принять во внимание, что бортовой вычислительный комплекс, предназначенный для бортовой обработки информации, технически и экономически оптимально создавать для комплекса приборов на одной платформе КА, чем на разных КА для выбранных «однаправленных» целевых приборов. Именно поэтому представляется целесообразным объединение отдельных экспериментов в единую систему с целью реализации бюджетного проекта, реализуемого на базе малых КА с общей массой, не превышающей 150 кг. Помимо этого реализация такой схемы проекта позволяет снизить затраты на наземный сегмент управления и приёма информации по сравнению с «распределёнными» проектами, выполняющими задачи мониторинга только одного из опасных космических факторов.

Статья подготовлена при финансовой поддержке Минобрнауки России по результатам исследований в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» (уникальный идентификатор №RFMEFI60717X0175).

Библиографический список

1. Садовничий В.А., Амелюшкин А.М., Ангелопулос В., Бенгин В.В., Богомолов В.В., Гарипов Г.К., Горбовской Е.С., Гроссан Б., Климов П.А., Хренов Б.А., Джик Ли, Липунов В.М., Джи Ву На, Панасюк М.И., Ил Пак, Петров В.Л., Рассел К., Свертилов С.И., Сигаева Е.А., Смут Д.Ф., Шприц Ю.З., Веденькин Н.Н., Яшин И.В. Космические эксперименты на борту спутника МГУ «Ломоносов» // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 6. С. 470-477. DOI: 10.7868/S002342061306006X

2. Панасюк М.И., Свертилов С.И., Богомолов В.В., Гарипов Г.К., Баринаева В.О., Богомолов А.В., Веденькин Н.Н., Голованов И.А., Июдин А.Ф., Калегаяев В.В., Климов П.А., Ковтюх А.С., Кузнецова Е.А., Морозенко В.С., Морозов О.В., Мягкова И.Н., Петров В.Л., Прохоров А.В., Рожков Г.В., Сигаева Е.А., Хренов Б.А., Яшин И.В., Климов С.И., Вавилов Д.И., Грушин В.А., Гречко Т.В., Хартов В.В., Кудряшов В.А., Борт-

ников С.В., Мжельский П.В., Папков А.П., Краснопеев С.В., Круг В.В., Корепанов В.Е., Беляев С., Демидов А., Ференц Ч., Боднар Л., Сегеди П., Роткель Х., Моравский М., Пак Ил, Джеон Джин-А, Ким Джи-Ин, Ли Джик Эксперимент на спутнике «Вернов»: транзиентные энергичные процессы в атмосфере и магнитосфере Земли. Ч. I. Описание эксперимента // *Космические исследования*. 2016. Т. 54, № 4. С. 277-285. DOI: 10.7868/S002342061604004X

3. Панасюк М.И., Свертилов С.И., Богомолов В.В., Гарипов Г.К., Баринаова В.О., Богомолов А.В., Веденькин Н.Н., Голованов И.А., Июдин А.Ф., Калегаев В.В., Климов П.А., Ковтюх А.С., Кузнецова Е.А., Морозенко В.С., Морозов О.В., Мягкова И.Н., Петров В.Л., Прохоров А.В., Рожков Г.В., Сигаева Е.А., Хренов Б.А., Яшин И.В., Климов С.И., Вавилов Д.И., Грушин В.А., Гречко Т.В., Хартов В.В., Кудряшов В.А., Бортников С.В., Мжельский П.В., Папков А.П., Краснопеев С.В., Круг В.В., Корепанов В.Е., Беляев С., Демидов А., Ференц Ч., Боднар Л., Сегеди П., Роткель Х., Моравский М., Пак Ил, Джеон Джин-А, Ким Джи-Ин, Ли Джик Эксперимент на спутнике «Вернов»: транзиентные энергичные процессы в атмосфере и магнитосфере Земли. Ч. II. Первые результаты // *Космические исследования*. 2016. Т. 54, № 5. С. 369-376. DOI: 10.7868/S0023420616050071

4. Садовничий В.А., Панасюк М.И., Яшин И.В., Баринаова В.О., Веденькин Н.Н., Власова Н.А., Гарипов Г.К., Григорян О.Р., Иванова Т.А., Калегаев В.В., Климов П.А., Ковтюх А.С., Красоткин С.А., Кузнецов Н.В., Кузнецов С.Н., Муравьева Е.А., Мягкова И.Н., Ныммик Р.А., Павлов Н.Н., Парунакян Д.А., Петров А.Н., Петров В.Л., Подзолко М.В., Радченко В.В., Рейзман С.Я., Рубинштейн И.А., Рязанцева М.О., Сигаева Е.А., Сосновец Э.Н., Старостин Л.И., Тулупов В.И., Хренов Б.А., Шахпаронов В.М., Широков А.В., Бобровников С.Ю., Александров В.В., Лемак С.С., Морозенко В.С., Журавлев В.М., Мареев Е.А., Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Кожевников В.А., Макриденко Л.А., Краснопеев В.М., Папков А.П., Ли Дж., Пак И., Коцоми Х., Мартинес О., Понсе Э., Салазар У. Исследование космической среды на микроспутниках «Университетский-Татьяна» и «Университетский-Татьяна-2» // *Астрономический вестник*. 2011. Т. 45, № 1. С. 5-31.

5. Harris A.W., D'Abramo G. The population of near-Earth asteroids // *Icarus*. 2015. V. 257. P. 302-312. DOI: 10.1016/j.icarus.2015.05.004

6. Mainzer A., Bauer J., Grav T., Masiero J., Cutri R.M., Wright E., Nugent C.R., Stevenson R., Clyne E., Cukrov G., Masci F. The population of tiny near-Earth objects observed by NEOWISE // *The Astrophysical Journal*. 2014. V. 784, Iss. 2. DOI: 10.1088/0004-637x/784/2/110

7. Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С., Брильков И.А., Власова Н.А., Калегаев В.В., Оседло В.И., Тулупов В.И., Яшин И.В. Оперативный радиационный мониторинг в околоземном космическом пространстве на базе многоярусной группировки малых космических аппаратов // *Космические исследования*. 2015. Т. 53, № 6. С. 461-468. DOI: 10.7868/S0023420615060047

8. Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С., Брильков И.А., Власова Н.А., Калегаев В.В., Оседло В.И., Тулупов В.И., Яшин И.В. Оптимизация измерений потоков частиц радиационных поясов Земли // *Космические исследования*. 2017. Т. 55, № 2. С. 85-93. DOI: 10.7868/S002342061606008X

9. Lipunov V.M., Gorbovskoy E.S., Kornilov V.G., Panasyuk M.I., Amelushkin A.M., Petrov V.L., Yashin I.V., Svertilov S.I., Vedenkin N.N. SHOK – The first Russian wide-field optical camera in space // *Space Science Reviews*. 2018. V. 214, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0441-x

10. Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskoy E., Shatskij N., Kuvshinov D., Tyurina N., Belinski A., Krylov A., Balanutsa P., Chazov V., Kuznetsov A., Kortunov P., Sankovich A.,

Tlatov A., Parkhomenko A., Krushinsky V., Zalozhnyh I., Popov A., Kopytova T., Ivanov K., Yazev S., Yurkov V. Master robotic net // *Advances in Astronomy*. 2010. V. 2010. DOI: 10.1155/2010/349171

11. Kornilov V., Lipunov V., Gorbovskoy E., Belinski A.A., Kuvshinov D.A., Tyurina N.V., Shatsky N.I., Sankovich A.V., Krylov A.V., Balanutsa P.V., Chazov V.V., Kuznetsov A.S., Zimnuhov D.S., Senik V.A., Tlatov A.G., Parkhomenko A.V., Dormidontov D.V., Krushinsky V.V., Zalozhnyh I.S., Popov A.A., Yazev S.A., Budnev N.M., Ivanov K.I., Konstantinov E.N., Gress O.A., Chvalaev O.V., Yurkov V.V., Sergienko Y.P., Kudelina I.P. Robotic optical telescopes global network MASTER II. Equipment, structure, algorithms // *Experimental Astronomy*. 2012. V. 33, Iss. 1. P. 173-196. DOI: 10.1007/s10686-011-9280-z

12. Амелюшкин А.М., Галкин В.И., Гончаров Б.В., Горбовской Е.С., Корнилов В.Г., Липунов В.М., Панасюк М.И., Петров В.Л., Смут Д.Ф., Свертилов С.И., Веденькин Н.Н., Яшин И.В. Приборы БДРГ и ШОК для исследования собственного излучения гамма-всплесков на борту космического аппарата «Ломоносов» // *Космические исследования*. 2013. Т. 51, № 6. С. 478-483 DOI: 10.7868/S0023420613060010

13. Калегаев В.В., Бобровников С.Ю., Кузнецов Н.В., Мягкова И.Н., Шугай Ю.С. Центр оперативного космического мониторинга НИИЯФ МГУ // *Материалы специальной секции «Практические аспекты науки космической погоды» 11-й ежегодной конференции «Физика плазмы в Солнечной системе»*. Серия «Прикладные аспекты космической погоды». М.: ИКИ РАН, 2016. С. 146-159.

MULTI-SATELLITE UNIVERSAT-SOCRAT MISSION FOR MONITORING TECHNOGENIC AND NATURAL HAZARDS

© 2019

- V. A. Sadovnichiy** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Academician of the Russian Academy of Sciences; Rector of Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russian Federation; mmmf@mech.math.msu.su
- M. I. Panasyuk** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Director of Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; panasyuk@sinp.msu.ru
- V. M. Lipunov** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Professor of the Physics Department, Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; lipunov2007@gmail.com
- A. A. Belov** Candidate of Science (Engineering), Junior Researcher, Physics Department; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; aabcd@gmail.com
- V. V. Bogomolov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Physics Department, Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; bogovit@rambler.ru
- G. K. Garipov** Senior Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; ggkmsu@yandex.ru
- E. S. Gorbovskoi** Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Researcher, Sternberg Astronomical Institute; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; gorbovskoy@sai.msu.ru
- A. F. Iyudin** Doctor of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Head of Laboratory, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; aiyudin@srd.sinp.msu.ru
- V. V. Kalegaev** Doctor of Science (Phys. & Math.), Head of Laboratory, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; klg@dec1.sinp.msu.ru

- P. A. Klimov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Head of Laboratory, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; pavel.klimov@gmail.com
- V. G. Kornilov** Doctor of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Associate Professor of the Physics Department; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; victor@sai.msu.ru
- S. K. Mit** Software Developer, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; msergey1996@mail.ru
- V. I. Osedlo** Candidate of Science (Phys. & Math.), Deputy Director of Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; osedlo@mail.ru
- V. L. Petrov** Junior Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; vas@srd.sinp.msu.ru
- M. V. Podzolk** Candidate of Science (Phys. & Math.), Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; spacerad@mail.ru
- E. P. Popova** Candidate of Science (Phys. & Math.), Leading Researcher, Schmidt Institute of Physics of the Earth of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation; popovaelp@mail.ru
- I. A. Rubinshtein** Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; iarubinst@mail.ru
- S. I. Svertilov** Doctor of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Professor of the Physics Department, Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; sis@coronas.ru
- V. I. Tulupov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; ikt0840@mail.ru
- A. S. Chepurnov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; chas@marathon.ru,
- I. V. Yashin** Candidate of Science (Phys. & Math.), Leading Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University Moscow, Russian Federation; iv_n@bk.ru

The natural and “man-made” space environment generates serious risks for the implementation of space missions, both automatic and human. The main natural and technogenic risk factors that limit or pose a threat to the implementation of space-based automatic and manned space missions in the near-Earth space are cosmic radiation and space debris. In the upper layers of the atmosphere, natural transient electromagnetic phenomena associated with significant energy release are also risk factors for suborbital flights. It is planned to create a system of spacecraft in the proposed “Universat-SOCRAT” project that makes it possible, in a mode close to real-time, to determine the radiation conditions in a significant part of the area of trapped radiation, up to the orbits of global navigation satellite systems or the geostationary orbit. It is also planned to create a space segment of monitoring space debris and electromagnetic transients in the upper atmosphere. Monitoring of space debris will allow all-weather and global tracking of near-Earth objects and, thereby, increase the efficiency of analyzing data and making necessary decisions. In some cases it will improve the accuracy of determining the coordinates of objects for their subsequent cataloging. Successful realization of the project will make it possible to create a space system for monitoring and preventing space hazards for both ongoing and planned space missions for the first time in the world.

Radiation environment; asteroids; meteorites; space debris; electromagnetic transients.

Citation: Sadovnichiy V.A., Panasyuk M.I., Lipunov V.M., Belov A.A., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Gorbovskoi E.S., Iyudin A.F., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Kornilov V.G., Mit S.K., Osedlo V.I., Petrov V.L., Podzolk M.V., Popova E.P., Rubinshtein I.A., Svertilov S.I., Tulupov V.I., Chepurnov A.S., Yashin I.V. Multi-satellite Universat-SOCRAT mission for monitoring technogenic and natural hazards. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 94-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-94-108

References

1. Sadovnichiy V.A., Amelyushkin A.M., Angelopoulos V., Bengin V.V., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Gorbovskoy E.S., Grossan B., Klimov P.A., Khrenov B.A., Lee J., Lipunov V.M., Na G.W., Panasyuk M.I., Park I.H., Petrov V.L., Russell C.T., Svertilov S.I., Sigaeva E.A., Smoot G.F., Shprits Y., Vedenkin N.N., Yashin I.V. Space experiments aboard the Lomonosov MSU satellite. *Cosmic Research*. 2013. V. 51, Iss. 6. P. 427-433. DOI: 10.1134/S0010952513060063
2. Panasyuk M.I., Svertilov S.I., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Barinova V.O., Bogomolov A.V., Veden'kin N.N., Golovanov I.A., Iyudin A.F., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Kovtyukh A.S., Kuznetsova E.A., Morozenko V.S., Morozov O.V., Myagkova I.N., Petrov V.L., Prokhorov A.V., Rozhkov G.V., Sigaeva E.A., Khrenov B.A., Yashin I.V., Klimov S.I., Vavilov D.I., Grushin V.A., Grechko T.V., Khartov V.V., Kudryashov V.A., Bortnikov S.V., Mzhel'skiy P.V., Papkov A.P., Krasnopeev S.V., Krug V.V., Korepanov V.E., Belyaev S., Demidov A., Ferenz C., Bodnar L., Szegedi P., Rotkel H., Moravskiy M., Park I., Jeon J.-A., Kim J.-I., Lee J. Experiment on the Vernov satellite: Transient energetic processes in the Earth's atmosphere and magnetosphere. Part I: Description of the experiment. *Cosmic Research*. 2016. V. 54, Iss. 4. P. 261-269. DOI: 10.1134/S0010952516040043
3. Panasyuk M.I., Svertilov S.I., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Barinova V.O., Bogomolov A.V., Veden'kin N.N., Golovanov I.A., Iyudin A.F., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Kovtyukh A.S., Kuznetsova E.A., Morozenko V.S., Morozov O.V., Myagkova I.N., Petrov V.L., Prokhorov A.V., Rozhkov G.V., Sigaeva E.A., Khrenov B.A., Yashin I.V., Klimov S.I., Vavilov D.I., Grushin V.A., Grechko T.V., Khartov V.V., Kudryashov V.A., Bortnikov S.V., Mzhel'skiy P.V., Papkov A.P., Krasnopeev S.V., Krug V.V., Korepanov V.E., Belyaev S., Demidov A., Ferenz C., Bodnar L., Szegedi P., Rotkel H., Moravskiy M., Park I., Jeon J.-A., Kim J.-I., Lee J. Experiment on the Vernov satellite: Transient energetic processes in the Earth's atmosphere and magnetosphere. Part II. First results. *Cosmic Research*. 2016. V. 54, Iss 5. P. 343-350. DOI: 10.1134/S0010952516050051
4. Sadovnichiy V.A., Panasyuk M.I., Yashin I.V., Barinova V.O., Veden'kin N.N., Vlasova N.A., Garipov G.K., Grigoryan O.R., Ivanova T.A., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Kovtyukh A.S., Krasotkin S.A., Kuznetsov N.V., Kuznetsov S.N., Murav'eva E.A., Myagkova I.N., Nymmik R.A., Pavlov N.N., Parunakyan D.A., Petrov A.N., Petrov V.L., Podzolk M.V., Radchenko V.V., Reizman S.Y., Rubinshtein I.A., Ryazantseva M.O., Sigaeva E.A., Sosnovets E.N., Starostin L.I., Tulupov V.I., Khrenov B.A., Shakhparonov V.M., Shirokov A.V., Bobrovnikov S.Y., Aleksandrov V.V., Lemak S.S., Morozenko V.S., Zhuravlev V.M., Mareev E.A., Blinov V.N., Ivanov N.N., Kozhevnikov V.A., Makridenko L.A., Krasnopeev V.M., Papkov A.P., Lee J., Park I., Cotzomi J., Martinez O., Ponce E., Salazar H. Investigations of the space environment aboard the Universitetsky-Tat'yana and Universitetsky-Tat'yana-2 microsatellites. *Solar System Research*. 2011. V. 45, Iss. 1. P. 3-29. DOI: 10.1134/S0038094611010096
5. Harris A.W., D'Abramo G. The population of near-Earth asteroids. *Icarus*. 2015. V. 257. P. 302-312. DOI: 10.1016/j.icarus.2015.05.004
6. Mainzer A., Bauer J., Grav T., Masiero J., Cutri R.M., Wright E., Nugent C.R., Stevenson R., Clyne E., Cukrov G., Masci F. The population of tiny near-Earth objects observed by NEOWISE. *The Astrophysical Journal*. 2014. V. 784, Iss. 2. DOI: 10.1088/0004-637x/784/2/110
7. Panasyuk M.I., Podzolk M.V., Kovtyukh A.S., Bril'kov I.A., Vlasova N.A., Kalegaev V.V., Osedlo V.I., Tulupov V.I., Yashin I.V. Operational radiation monitoring in near-Earth space based on the system of multiple small satellites. *Cosmic Research*. 2015. V. 54, Iss. 6. P. 423-429. DOI: 10.1134/S0010952515060039

8. Panasyuk M.I., Podzolko M.V., Kovtyukh A.S., Bril'kov I.A., Vlasova N.A., Kalegaev V.V., Osedlo V.I., Tulupov V.I., Yashin I.V. Optimization of measurements of the Earth's radiation belt particle fluxes. *Cosmic Research*. 2017. V. 55, Iss 2. P. 79-87. DOI: 10.1134/S0010952516060071

9. Lipunov V.M., Gorbovskoy E.S., Kornilov V.G., Panasyuk M.I., Amelushkin A.M., Petrov V.L., Yashin I.V., Svertilov S.I., Vedenkin N.N. SHOK – The first Russian wide-field optical camera in space. *Space Science Reviews*. 2018. V. 214, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0441-x

10. Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskoy E., Shatskiy N., Kuvshinov D., Tyurina, N., Belinski A., Krylov A., Balanutsa P., Chazov V., Kuznetsov A., Kortunov P., Sankovich A., Tlatov A., Parkhomenko A., Krushinsky V., Zalozhnyh I., Popov A., Kopytova T., Ivanov K., Yazev S., Yurkov V. Master robotic net. *Advances in Astronomy*. 2010. V. 2010. DOI: 10.1155/2010/349171

11. Kornilov V., Lipunov V., Gorbovskoy E., Belinski A.A., Kuvshinov D.A., Tyurina N.V., Shatskiy N.I., Sankovich A.V., Krylov A.V., Balanutsa P.V., Chazov V.V., Kuznetsov A.S., Zimnuhov D.S., Senik V.A., Tlatov A.G., Parkhomenko A.V., Dormidontov D.V., Krushinsky V.V., Zalozhnyh I.S., Popov A.A., Yazev S.A., Budnev N.M., Ivanov K.I., Konstantinov E.N., Gress O.A., Chvalaev O.V., Yurkov V.V., Sergienko Y.P., Kudelina I.P. Robotic optical telescopes global network MASTER II. Equipment, structure, algorithms. *Experimental Astronomy*. 2012. V. 33, Iss. 1. P. 173-196. DOI: 10.1007/s10686-011-9280-z

12. Amelyushkin A.M., Galkin V.I., Goncharov B.V., Gorbovskoy E.S., Kornilov V.G., Lipunov V.M., Panasyuk M.I., Petrov V.L., Smoot G.F., Svertilov S.I., Vedenkin N.N., Yashin I.V. The BDRG and SHOK instruments for studying gamma-ray burst prompt emission onboard the Lomonosov spacecraft. *Cosmic Research*. 2013. V. 51, Iss. 6. P. 434-438. DOI: 10.1134/S0010952513060014

13. Kalegaev V.V., Bobrovnikov S.Yu., Kuznetsov N.V., Myagkova I.N., Sugay Yu.S. Space monitoring data center of SINP MSU. *Materialy spetsial'noy sekcii «Prakticheskie aspekty nauki kosmicheskoy pogody» 11-y ezhegodnoy konferentsii «Fizika plazmy v Solnechnoy sisteme»*. Seriya «Prikladnye aspekty kosmicheskoy pogody». Moscow: IKI RAN Publ., 2016. P. 146-159. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ НА ВЫНОСЛИВОСТЬ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2019

М. Б. Сазонов кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sazonov.mihail.56@yandex.ru

Л. В. Соловацкая старший преподаватель кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
lyud.kiselewa@yandex.ru

Рассмотрены различные виды упрочняюще-отделочной обработки лопаток компрессора газотурбинных двигателей. Проанализировано влияние каждого вида обработки на формирование шероховатости поверхности с благоприятным микрорельефом, на уровень и глубину распространения сжимающих остаточных напряжений в пере лопаток компрессора. Описаны причины формирования усталостного разрушения у лопаток и способы регулирования этого разрушения. Представлены результаты испытаний специальных образцов из титанового сплава ВТ9 для установления влияния режимов упрочняюще-отделочной обработки на сопротивление усталостному разрушению лопаток компрессора. Представлены результаты испытаний по распределению остаточных напряжений по толщине пера лопатки компрессора. Рассмотрен метод повышения динамического упрочнения образцов за счёт притенения (прикрытия) кромок лопаток компрессора. Приведены результаты графоаналитического анализа напряжённого состояния в пере лопаток компрессора низкого и среднего давления из сплава ВТ9, учитывающие остаточные напряжения и напряжения от рабочих нагрузок в процессе эксплуатации. Показана возможность повышения предела выносливости лопаток за счёт оптимизации эпюр остаточных напряжений путём совершенствования финишной упрочняюще-отделочной технологии с использованием обработки микрошариками.

Газотурбинный двигатель; компрессор; лопатки; упрочняюще-отделочная обработка; шероховатость поверхности; остаточные напряжения; расклёп кромок; притенение кромок; предел выносливости.

Цитирование: Сазонов М.Б., Соловацкая Л.В. Влияние напряжённого состояния поверхностного слоя на выносливость лопаток компрессора газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 109-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-109-117

Современные газотурбинные двигатели (ГТД) должны обладать высокой надёжностью и долговечностью. Улучшение характеристик отдельных деталей ГТД можно достичь за счёт решения конструкторских задач, применения современных материалов, использования оптимальных технологических процессов. Во многих случаях именно применение оптимальных технологических процессов изготовления деталей является наиболее эффективным и экономически выгодным.

Одним из наиболее сложных и дорогостоящих узлов ГТД (20–30% всей стоимости двигателя) является компрессор, так как он содержит большое количество деталей сложной пространственной формы (лопаток). Поэтому для увеличения ресурса компрессора и двигателя в целом необходимо повышать долговечность работы лопаток за счёт повышения сопротивления усталости.

Одним из перспективных направлений повышения эксплуатационных характеристик лопаток компрессора является применение на финишных операциях упрочняющей обработки микрошариками в сочетании с различными видами отделочных операций.

Такая обработка при небольших глубинах и степенях пластической деформации обеспечивает возможность тонкого регулирования физико-механических и геометрических характеристик и напряжённого состояния поверхностного слоя.

Лопатки компрессора ГТД работают при высоких циклических и статических нагрузках, подвергаются воздействию больших температур и эрозионной среды. В связи с этим при их изготовлении требуется обеспечить необходимое упрочнение поверхностного слоя и шероховатость поверхности. Для увеличения надёжности и долговечности лопаток компрессора необходимо в поверхностном слое создать остаточные напряжения сжатия с оптимальным уровнем и глубиной, а также благоприятный рельеф поверхности. Получение требуемых параметров возможно с помощью использования в технологическом процессе изготовления лопаток компрессора различных вариантов финишной обработки.

При выборе метода и режимов упрочняющей обработки необходимо учитывать реальную нагрузку и напряжённое состояние лопаток в процессе эксплуатации. Также важным фактором является то, что сечения пера лопатки компрессора тонкие, имеют острые кромки, которые являются концентраторами напряжений.

Финишная обработка лопаток компрессора проводится после полирования. Можно выделить несколько вариантов финишной обработки для лопаток компрессора:

- гидродробеструйная обработка (ГДО) стальными микрошариками диаметром 2–2,5 мм с последующим виброупрочнением (ВУ);
- виброобработка на дисбалансовых установках (ВУД);
- виброшлифование (ВШ);
- гидрогалтовка дробью диаметром 0,6 – 1 мм (ГГД);
- ультразвуковое упрочнение микрошариками диаметром 2 – 3 мм (УЗУ).

В зависимости от материала лопаток компрессора при таких видах упрочняюще-отделочной обработки можно получить шероховатость Ra 0,4 – 0,08 мкм и сжимающие остаточные напряжения до 400 – 600 МПа с максимальными значениями, которые достигаются на глубине 40 – 60 мкм [1; 2]. Остаточные напряжения у поверхности снижаются до 100 – 400 МПа (рис. 1).

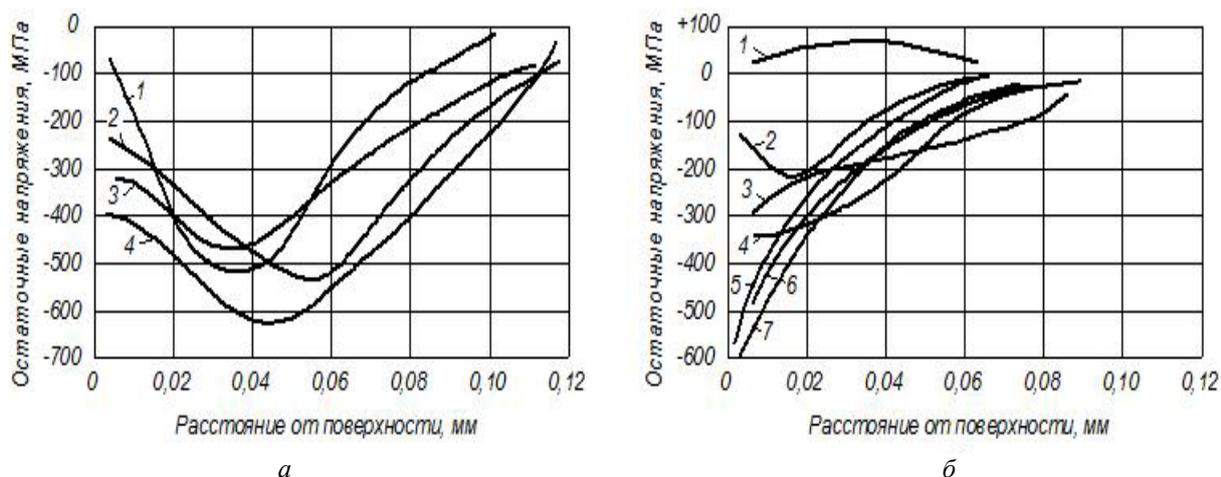


Рис. 1. Остаточные напряжения в образцах из сплава ВТ9 после различных видов обработки:
 а - 1 – ВУ; 2 – ГДО; 3 – ГДО + ВУ; 4 – УЗУ;
 б - 1 – ВКПАЛ; 2 – полирование; 3 – ОМШ + ВКПАЛ; 4 – ОМШ + ВШ; 5 – ОМШ + ВУ;
 6 – ОМШ + ВУД; 7 – ОМШ

Все перечисленные методы финишной обработки деталей обеспечивают значительное повышение их предела выносливости. Это подтверждается усталостными испытаниями образцов из титанового сплава ВТ9 [1]. Однако в процессе упрочняюще-отделочной обработки имеет место большая ударная нагрузка, упрочнение на большую глубину и расклёп кромок. Особенно сильно это выражается при обработке тонких лопаток в компрессорах среднего и высокого давления. Применение полирования в качестве зачистки кромок лопаток полностью не устраняет расклёп кромок. При полировании возможно появление местных прожогов, а также уменьшение сжимающих остаточных напряжений, а в некоторых случаях – образование растягивающих напряжений. Если в поверхностном слое возникают достаточно большие эпюры остаточных напряжений сжатия, то в сердцевине лопаток и кромок образуются высокие растягивающие напряжения, которые могут стать причиной ускоренного зарождения очага усталостной трещины внутри лопатки.

В процессе эксплуатации лопаток компрессора происходит их износ и разрушение. Разрушение лопаток имеет усталостную природу. Важной качественной характеристикой поверхностного слоя, которая оказывает влияние на сопротивление усталости, является напряжённое состояние этого слоя. Поэтому при оптимизации технологического процесса финишной обработки пера лопатки ей должно быть уделено особое внимание. Формирование напряжённого состояния лопаток компрессора в процессе работы происходит в результате суммирования рабочих нагрузок от постоянных растягивающих центробежных сил, циклических изгибающих моментов и внутренних остаточных напряжений. Максимально допустимый уровень напряжений определяется пластическими и прочностными свойствами материала, из которого изготовлены лопатки компрессора, их конструктивными особенностями и условиями эксплуатации. На этот уровень напряжений можно влиять величиной и формой эпюры остаточных напряжений.

Известна зависимость между пределом выносливости и соответствующими напряжениями [3]:

$$\sigma_{-1} = \sigma_{-1\text{исх}} - c \cdot \sigma_{\text{ост}},$$

где $\sigma_{-1\text{исх}}$ – предел выносливости полированных образцов; $\sigma_{\text{ост}}$ – максимальные остаточные напряжения в поверхностном слое; c – коэффициент, зависящий от пластических свойств материала и формы детали.

Из представленной зависимости следует, что для увеличения предела выносливости деталей необходимо поднять уровень остаточных напряжений. Наибольшая величина остаточных напряжений может задаваться в пределах от 0,5 до 1,2 от значений предела текучести. На выбор максимального значения остаточных напряжений сжатия влияет форма и размеры детали, а также её конструктивные особенности, которые могут являться концентраторами напряжений.

Увеличить уровень напряжений сжатия и приблизить их максимальные значения к поверхности, не превышая заданной величины растягивающих напряжений в сердцевине, возможно за счёт применения для упрочнения поверхности лопаток компрессора финишной обработки микрошариками (ОМШ) [2; 4].

Для получения упрочнения поверхностного слоя титанового сплава ВТ9 на 60–120 мкм необходимо производить обработку микрошариками диаметром 160–300 мкм со скоростями 45–50 м/с в течение 180–300 с. В поверхностном слое формируются остаточные напряжения сжатия с максимальным значением у поверхности до 700 МПа. Однако эти напряжения по направлению к сердцевине уменьшаются с большим перепадом. При этом увеличивается шероховатость поверхности с Ra 0,15–0,2 мкм до

Ra 0,6–1,3 мкм. Полученные характеристики поверхности не удовлетворяют требованиям чертежа. Таким образом, для уменьшения шероховатости поверхности после обработки микрошариками необходимо производить дополнительную отделочную обработку.

Для получения шероховатости поверхности Ra 0,4–0,2 мкм при обработке лопаток компрессора низкого и среднего давления рекомендуется применять технологии ВУ, ВШ и ВУД; при обработке лопаток компрессора высокого давления – технологию виброконтанного полирования абразивной лентой (ВКПАЛ) или ВУД. Применение технологий ВУ и ВУД позволяет сформировать благоприятный микрорельеф поверхности лопаток за счёт увеличения шаговых параметров профиля шероховатости. Уровень сжимающих остаточных напряжений при технологии ВУ увеличивается, а при технологиях ВШ и ВКПАЛ он незначительно уменьшается.

Были проведены экспериментальные исследования профильных образцов [1]. В результате была установлена зависимость режимов обработки микрошариками от сопротивления усталости лопаток компрессора при применении отделочной обработки.

На рис. 2 приведены значения пределов выносливости образцов из титанового сплава ВТ9 при различных видах отделочно-упрочняющей обработки.

Применение технологий ГДО + ВУ и ГДО + ВШ при обработке лопаток формирует высокий уровень остаточных напряжений сжатия и благоприятный микрорельеф поверхности. Однако предел выносливости увеличивается незначительно, всего до 350–400 МПа. Также в процессе применения технологий ГДО + ВУ и ГДО + ВШ происходило разрушение кромок лопаток.

Увеличить предел выносливости лопаток до значений 380–420 МПа позволяет обработка по технологии ОМШ с оптимально подобранными параметрами скорости движения микрошариков и времени, в течение которого проводится обработка. Получение в результате небольших значений предела выносливости объясняется повышенной шероховатостью поверхности.

Аналогичные значения предела выносливости лопаток позволяют применение технологии ОМШ + ВШ, хотя при этом шероховатость поверхности уменьшается на 2 класса. Однако вместе с этим на поверхности существенно снижаются остаточные напряжения сжатия (до 300 МПа). Это происходит за счёт того, что при обработке ВШ удаляется поверхностный слой небольшой толщины, но с высоким уровнем остаточных напряжений сжатия. Также от действия абразивных частиц на поверхности лопаток появляются отдельные царапины. Такие царапины в процессе эксплуатации лопаток могут стать концентраторами напряжений.

При использовании технологии ОМШ + ВКПАЛ предел выносливости повышается до 460 МПа, при технологиях ОМШ + ВУД и ОМШ + ВУ – до 500–540 МПа. В первом случае это происходит за счёт уменьшения шероховатости поверхности до Ra 0,1–0,2 мкм и сохранения значений остаточных напряжений в пределах 250–300 МПа; во втором – за счёт увеличения остаточных напряжений до 500–700 МПа и уменьшения шероховатости до Ra 0,2–0,4 мкм.

При динамическом упрочнении образцов стальными шариками (ГДО и ОМШ) наиболее эффективным является прикрытие (притенение) кромок, так как в процессе обработки лопаток они находятся гораздо более длительное время под воздействием микрошариков. Такой способ позволяет выровнять упрочнение кромок лопаток с другими участками поверхности, исключить их расклёп под действием прямых и секущих ударов микрошариками. Применение притенения кромок позволяет повысить предел выносливости лопаток при технологиях ГДО + ВУ с 350–380 до 450 МПа, при ОМШ – с 380 до 420 МПа, при ОМШ + ВКПАЛ – с 430 до 450 МПа, при ОМШ + ВУ – с 450 до 500–540 МПа.

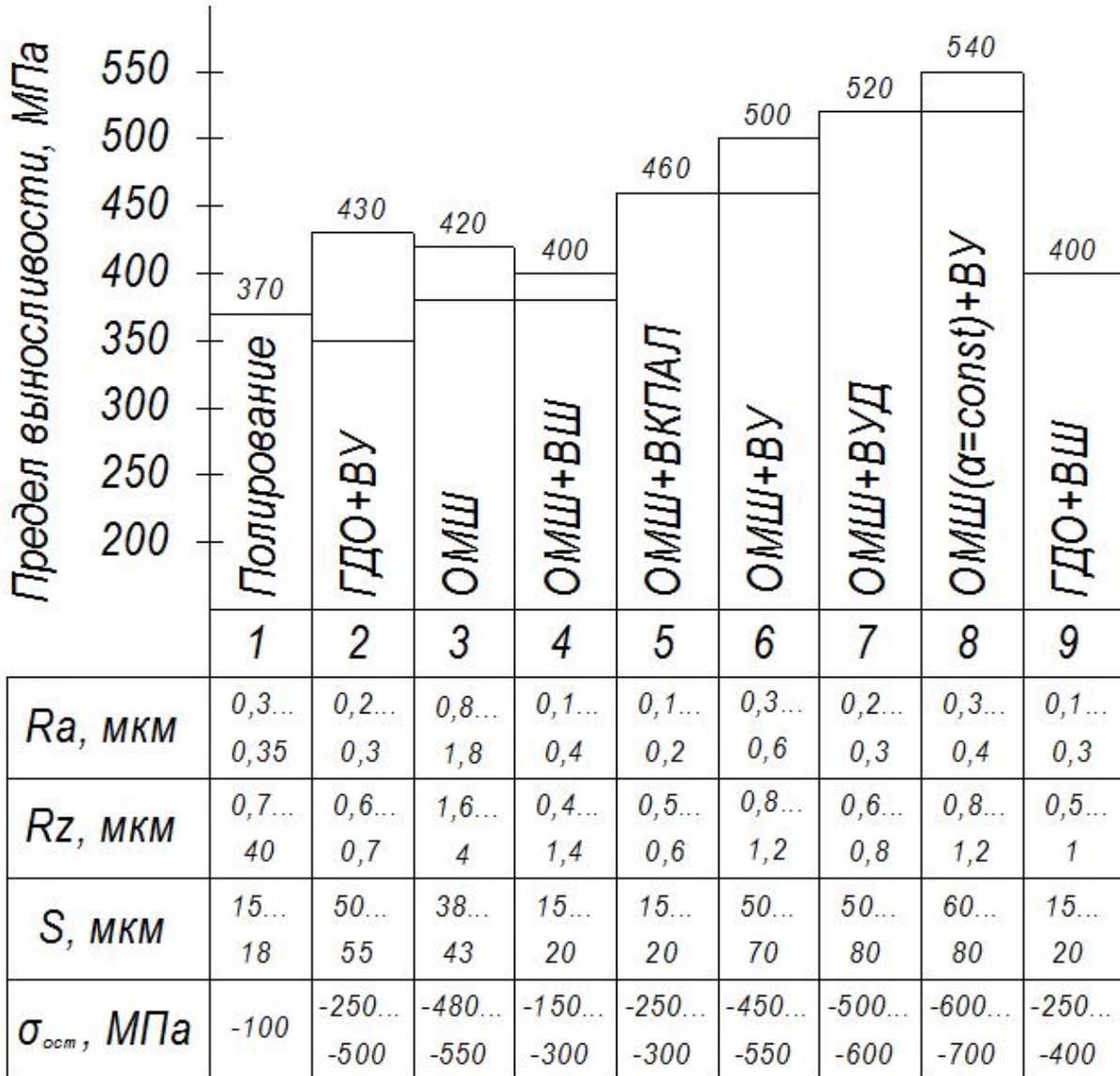


Рис. 2. Влияние различных видов упрочняюще-отделочной обработки на предел выносливости и характеристики качества поверхностного слоя профильных тонкостенных образцов из титанового сплава VT9 (верхние границы выносливости соответствуют образцам, обработанным при упрочнении с притенением кромок)

На основании полученных значений, представленных на рис. 2, получены зависимости предела выносливости (рис. 3, а) и величины максимальных напряжений (рис. 3, б) от величины остаточных напряжений у поверхности:

$$\sigma_{-1} = 350 - 0,31\sigma_{ост.пов};$$

$$\sigma_{-1} = 350 - 0,25\sigma_{ост.макс}.$$

На графике рис. 3, а разброс значений предела выносливости меньше, несмотря на то, что коэффициент при параметре остаточных напряжений больше, чем на графике рис. 3, б. Это доказывает, что эпюры остаточных напряжений с максимальным значением у поверхности являются предпочтительней в целях увеличения предела выносливости.

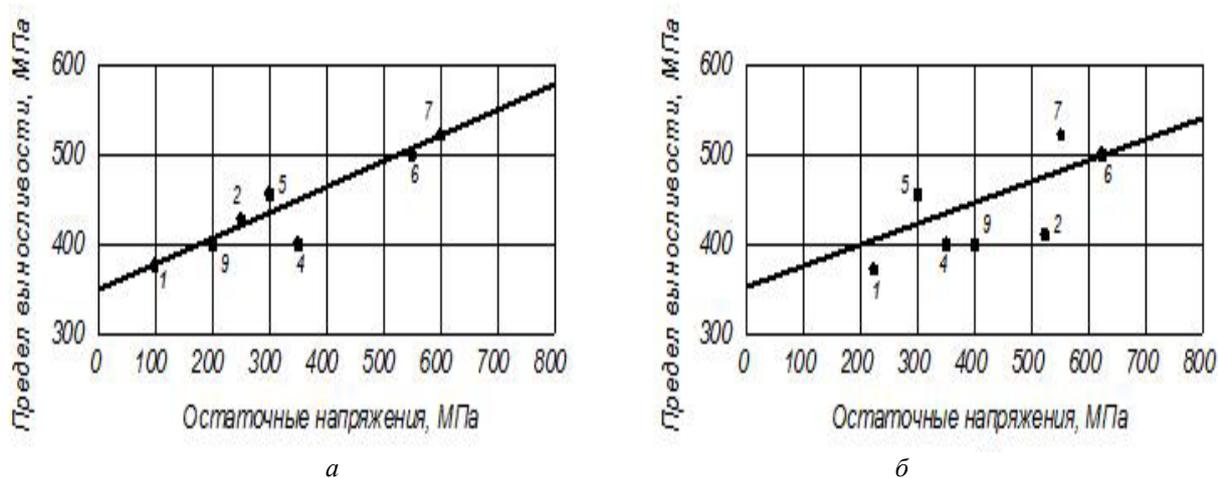


Рис. 3. Зависимость предела выносливости тонкостенных образцов из сплава ВТ9 от остаточных напряжений у поверхности (а) и максимальных напряжений (б).
Номера точек соответствуют видам обработки (рис. 2)

Возможностью увеличения выносливости лопаток компрессора является увеличение уровня напряжений сжатия у поверхности до максимального значения.

На рис. 4 представлены эпюры напряжённого состояния рабочей лопатки третьей ступени компрессора низкого давления, изготовленной из титанового сплава ВТ9. Эпюры построены при отсутствии рабочей нагрузки и при воздействии центробежной силы и изгибающего момента на перо лопатки. Остаточные напряжения определялись по методике И.А. Биргера (рис. 4, а) для пластин [5].

При отсутствии нагрузки в лопатке при обработке по технологии ГДО + ВУД (рис. 4, в) формируются остаточные напряжения сжатия. Глубина распространения остаточных напряжений – до 0,24 мм. Максимальные значения остаточных напряжений (450 МПа) располагаются на глубине 0,08 мм, у поверхности они снижаются до 300 МПа. В результате получаем, что уровень напряжений значительно ниже возможных предельных значений (850–1000 МПа). Однако растягивающие напряжения в сердцевине могут достигать значений до 850 МПа. Полученная эпюра остаточных напряжений при отсутствии нагрузки в лопатке симметрична.

При воздействии нагрузки от центробежной силы и изгибающего момента остаточные напряжения сжатия принимают практически такие же значения (рис. 4, г). Одновременно с этим остаточные напряжения в сердцевине увеличиваются и становятся равны пределу текучести на растяжение ($\sigma_T = 1050$ МПа). В этом случае эпюра несимметрична. Полученная эпюра напряжений неблагоприятна, так как возможно возникновение усталостной трещины под поверхностью лопатки. Для титанового сплава ВТ9 предел выносливости составляет 500 МПа и может быть значительно увеличен.

Таким образом, напряжения сжатия на поверхности лопаток необходимо увеличивать, а в сердцевине – уменьшать. Этого можно добиться за счёт уменьшения глубины упрочнённого поверхностного слоя. Предпочтительная расчётная эпюра остаточных напряжений представлена на рис. 4, б. Такая зависимость описывается выражением

$$\sigma = \sigma_{\max} \left(\frac{6}{H^2} x^2 - \frac{6}{H} x + 1 \right),$$

где σ_{\max} – остаточные напряжения у поверхности; x – расстояние от поверхности.

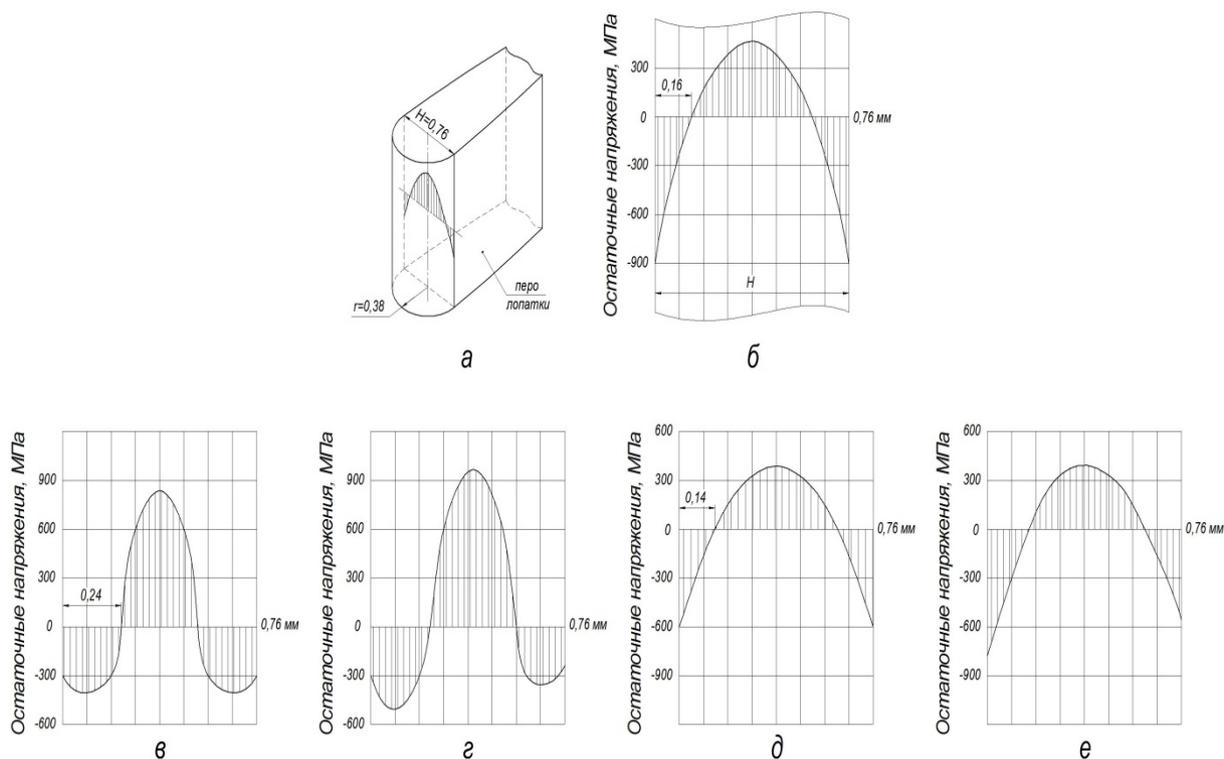


Рис. 4. Напряжения в перо рабочей лопатки третьей ступени компрессора низкого давления:
 а – место определения остаточных напряжений; б – оптимальная расчётная эпюра остаточных напряжений; в, г – эпюры остаточных напряжений после обработки ГДО + ВУД;
 д, е – эпюры остаточных напряжений после обработки ОМШ + ВУД

Оптимальная расчётная эпюра остаточных напряжений (рис. 4, б) отличается от фактической (рис. 4, в). На расчётной эпюре уровень остаточных напряжений сжатия в несколько раз ниже, чем на фактической, а растягивающие напряжения в сердцевине, наоборот, в несколько раз выше.

Применение обработки по технологии ОМШ + ВУД позволяет получить фактическую эпюру остаточных напряжений, приближённую к оптимальной: без учёта нагрузки (рис. 4, д) и с учётом рабочей нагрузки на лопатку компрессора (рис. 4, е). При этом предел выносливости лопаток увеличивается почти на 8%. Очевидно, что для дополнительного повышения предела выносливости лопаток компрессора необходимо добиться формирования фактической эпюры остаточных напряжений возможно близкой к оптимальной расчётной.

Были проведены аналогичные исследования для лопаток компрессора среднего давления. В качестве образца была использована лопатка седьмой ступени. В этом случае также не достигнуты максимально возможные значения предела выносливости и остаётся возможность его повышения с помощью увеличения остаточных напряжений у поверхности лопаток.

Таким образом, для увеличения надёжности и срока службы лопаток компрессора необходимо увеличивать их предел выносливости. Необходимо формировать в поверхностном слое оптимальные остаточные напряжения, учитывая реальные условия нагружения лопаток. Для решения поставленных задач самым эффективным и экономически выгодным способом является использование оптимальных технологических процессов, включающих различные варианты финишной обработки.

Библиографический список

1. Митряев К.Ф., Кривенко М.П., Сазонов М.Б. Влияние упрочняющей обработки микрошариками на усталостную прочность образцов из сплава ВТ9 // Сб. научных трудов «Высокоэффективные методы обработки резанием жаропрочных и титановых сплавов». Куйбышев: КуАИ, 1982. С. 54-59.
2. Еленевский Д.С., Соляников В.А. Прогнозирование ресурса деталей турбомашин на основе моделирования эксплуатационных условий нагружения // Известия Самарского научного центра РАН. 2001. Т. 3, № 2. С. 227-231.
3. Давыдова И.С. Материаловедение : учеб. пособие. М.: РИОР, 2006. 240 с.
4. Митряев К.Ф., Сазонов М.Б., Кривенко М.П. Влияние упрочняющей обработки микрошариками на наклёп и остаточные напряжения титановых сплавов // Сб. научных трудов «Оптимизация процессов резания жаро- и особопрочных материалов». Уфа: Уфимский авиационный институт, 1982. С. 161-167.
5. Биргер И.А. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. 232 с.

INFLUENCE OF THE STRESSED STATE OF THE SURFACE LAYER ON THE ENDURANCE OF GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR BLADES

© 2019

M. B. Sazonov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sazonov.mihail.56@yandex.ru

L. V. Solovatskaya Senior Lecturer, Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; lyud.kiselewa@yandex.ru

Different types of final strengthening treatment of gas turbine engine (GTD) compressor blades are considered. The influence of each type of treatment on the formation of roughness of the surface with favorable microrelief, as well as on the level and depth of distribution of residual compressive stresses in the compressor blade airfoil is analyzed. The causes of blade fatigue failure are described and methods of controlling this kind of failure are presented. The results of testing special specimens made of VT9 titanic alloy are presented to establish the influence of final strengthening treatment modes on the compressor blade resistance to fatigue stress. The results of testing residual stress distribution along the thickness of compressor blade airfoil are presented. A method of improving dynamic strengthening of specimens due to the protection of compressor blade edges is discussed. The results of semi-graphical analysis of the stressed state of low-pressure and medium-pressure compressor blades made of VT9 alloy are presented. They take into account residual stresses, as well as operating load stresses in the process of operation. We show that it is possible to increase the limit of the blade endurance due to the optimization of residual stress diagrams by improving the final strengthening technology with the use of dust blasting.

Gas turbine engine; compressor; blades; final strengthening treatment; surface roughness; residual stresses; edge unriveting; protection of edges; limit of endurance.

Citation: Sazonov M.B., Solovatskaya L.V. Influence of the stressed state of the surface layer on the endurance of gas turbine engine compressor blades. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 109-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-109-117

References

1. Mitryaev K.F., Krivenko M.P., Sazonov M.B. Vliyanie uprochnyayushchey obrabotki mikrosharikami na ustalostnuyu prochnost' obraztsov iz splava VT9. *Sbornik nauchnykh*

trudov «Vysokoeffektivnye metody obrabotki rezaniem zharoprochnykh i titanovykh splavov». Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1982. P. 54-59. (In Russ.)

2. Yelenevsky D.S., Solyannikov V.A. Prediction of turbomachinery parts service life basing upon simulation of loading operating conditions. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN.* 2001. V. 3, no. 2. P. 227-231. (In Russ.)

3. Davydova I.S. *Materialovedenie: ucheb. posobie* [Materials Science]. Moscow: RI-OR Publ., 2006. 240 p.

4. Mitryaev K.F., Sazonov M.B., Krivenko M.P. Vliyanie uprochnyayushchey obrabotki mikrosharikami na naklep i ostatochnye napryazheniya titanovykh splavov. *Sbornik nauchnykh trudov «Optimizatsiya protsessov rezaniya zharo- i osoboprochnykh materialov».* Ufa: Ufa Aviation Institute Publ., 1982. P. 161-167. (In Russ.)

5. Birger I.A. *Ostatochnye napryazheniya* [Residual stresses]. Moscow: Mashgiz Publ., 1963. 232 p.

РАЗРАБОТКА ГЕНЕРАТОРА АКТИВНОГО ГАЗА ГАЗОЭЖЕКТОРНОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО ОГНЕВОГО СТЕНДА

© 2019

В. Л. Салич кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
отдела перспективных разработок;
Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда;
salich_vas@mail.ru

Представлены результаты исследований по повышению эффективности огневого стенда для испытаний ракетных двигателей малой тяги в высотных условиях, которое заключается в уменьшении давления разрежения, создаваемого эжектором, и потребляемого им расхода активного газа (воздуха). Проведены экспериментальные исследования с использованием трёх вариантов разработанных автором газогенераторов, обеспечивающих повышение энергетики активного газа перед подачей в эжектор. При использовании газогенератора ГГ-1 на рабочих телах воздух, керосин и вода достигнуто разрежение менее 1 мм рт.ст. при расходе воздуха 1,1 кг/с (эжектор обеспечивает разрежение 13 мм рт.ст. при расходе холодного воздуха 2 кг/с). Однако особенности конструкции газогенератора обусловили громоздкую систему подачи рабочих тел и сложную циклограмму запуска. В газогенераторе ГГ-2 на рабочих телах «воздух и керосин» не удалось реализовать температуру активного газа менее 600°C, поэтому из соображений сохранения материальной части он выключался при достижении разрежения 13 мм рт.ст. Расход воздуха составлял при этом 1,1 кг/с. Рабочими телами газогенератора ГГ-3 являются «воздух и керосин» либо «воздух и природный газ». Конструкция ГГ-3 позволяет регулировать температуру получаемого активного газа. При работе на керосине достигнуто разрежение 4 мм рт.ст. при расходе воздуха 1,5 кг/с.

Ракетные двигатели малой тяги; испытания; высотные условия; эжектор; вакуум; расход; температура; газогенератор.

Цитирование: Салич В.Л. Разработка генератора активного газа газозежекторной установки высотного огневого стенда // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 118-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127

Для имитации условий эксплуатации значительной номенклатуры испытываемых ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) в НИИМаш успешно используются высотные стенды на базе газозежекторных установок (ГЭУ). В зависимости от размерности испытываемого РДМТ требуется одновременный запуск различного количества эжекторов ГЭУ (от 1 до 5). Однако применительно к перспективным двигателям требуется совершенствование ГЭУ как в части снижения расхода активного газа (воздуха высокого давления), так и в части возможности получения более глубокого вакуума.

Из известных способов решения данной задачи наиболее приемлемым является использование газогенератора (ГГ), обеспечивающего сжигание горючего в среде воздуха высокого давления перед подачей в эжектор [1].

Экспериментальные исследования проводились в научно-испытательном комплексе НИК-201 НИИМаш на одном эжекторе, обеспечивающем разрежение 13 мм рт.ст. при расходе холодного воздуха 2 кг/с.

Первоначально рассматривался вариант газогенератора (ГГ-1), рабочими телами которого являются «воздух + керосин» либо «воздух + керосин + вода». Газогенератор ГГ-1 выполнен по модульной схеме и включает в себя камеру сгорания и смеситель. В камере сгорания осуществляется высокотемпературное сжигание керосина в воздушной среде. Далее продукты сгорания поступают в смеситель, в котором осуществляется подмешивание к ним холодного воздуха и воды. Экспериментальный модуль, включа-

ющий в себя газогенератор и соединённый с вакуумной камерой эжектор, представлен на рис. 1.

В процессе экспериментальной отработки, выполненной автором и испытателями НИК-201, были подобраны система подачи рабочих тел (рис. 2) и циклограмма, обеспечивающие надёжный запуск газогенератора в составе эжектора.

Запуск осуществлялся по следующему алгоритму (стрелка означает, что указанное ей действие выполняется после действия, выполненного до стрелки). Редуктором *P1* (рис. 2) осуществлялся подъём давления до достижения в камере сгорания значения $3...5 \text{ кгс/см}^2$ (датчик *ДГГ*) → открывался клапан *Кл «О»* подачи воздуха в камеру сгорания (датчик давления *ДО*) → включалась система зажигания (во всех вариантах газогенератора применена электроплазменная система воспламенения в исполнении, успешно опробованном применительно к РДМТ тягой 100 Н на топливах кислород-спирт [2], кислород-водород и кислород-метан [3;4], РДМТ тягой 20 Н на топливе кислород-керосин [5]) → открывался клапан *Кл «Г»* подачи горючего в камеру сгорания (давление *ДГ*) → после воспламенения выключалось зажигание → редуктором *P1* поднималось давление до достижения разрежения в вакуумной камере менее 13 мм рт. ст.



Рис. 1. Газогенератор ГГ-1 с эжектором в сборе:
1 – камера сгорания; 2 – смеситель; 3 – эжектор;
4 – рукав, соединяющий эжектор с барокамерой

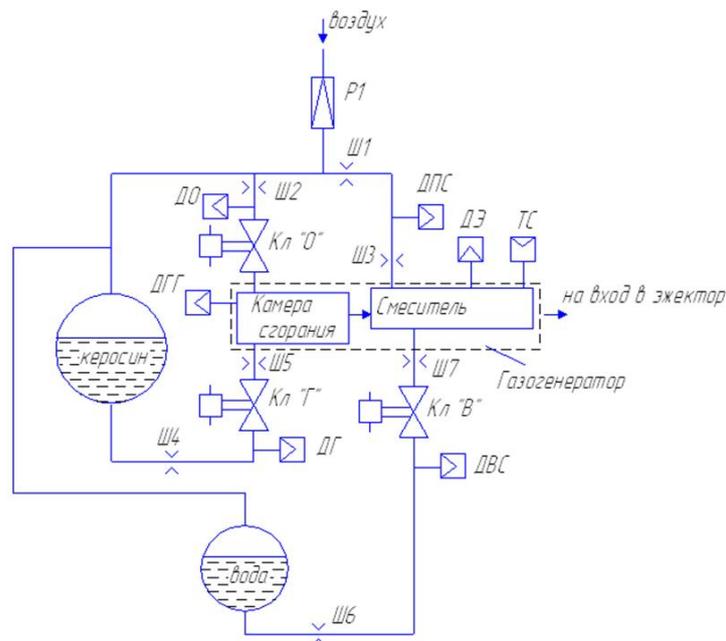


Рис. 2. Упрощённая пневмогидравлическая схема (ПГС) подачи рабочих тел в газогенератор ГГ-1:
P1 – редуктор; *Кл «Г»* – электроклапан управления подачей керосина в камеру сгорания;
Кл «О» – электроклапан управления подачей воздуха в камеру сгорания;
Кл «В» – электроклапан управления подачей воды в смеситель; Ш1...Ш7 – дроссельные шайбы;
ДО, *ДГГ*, *ДВС*, *ДЭ*, *ДГ*, *ДПС* – датчики давления; *ТС* – датчик температуры

На рис. 3 – 6 в виде диаграмм представлена регистрация параметров экспериментального модуля при различных диаметрах дроссельной шайбы Ш7 (рис. 2), установленной на линии подачи воды.

На диаграммах давление в вакуумной камере (датчик ДБК) – в мм рт.ст., давление в других агрегатах (ДГГ – давление в камере сгорания газогенератора; ДО – давление окислителя (воздуха) перед камерой сгорания; ДПС – давление воздуха перед смесителем; ДВС – давление воды на входе в смеситель; ДЭ – давление на входе в эжектор; ДГ – давление горючего на входе в газогенератор) – в кгс/см.²

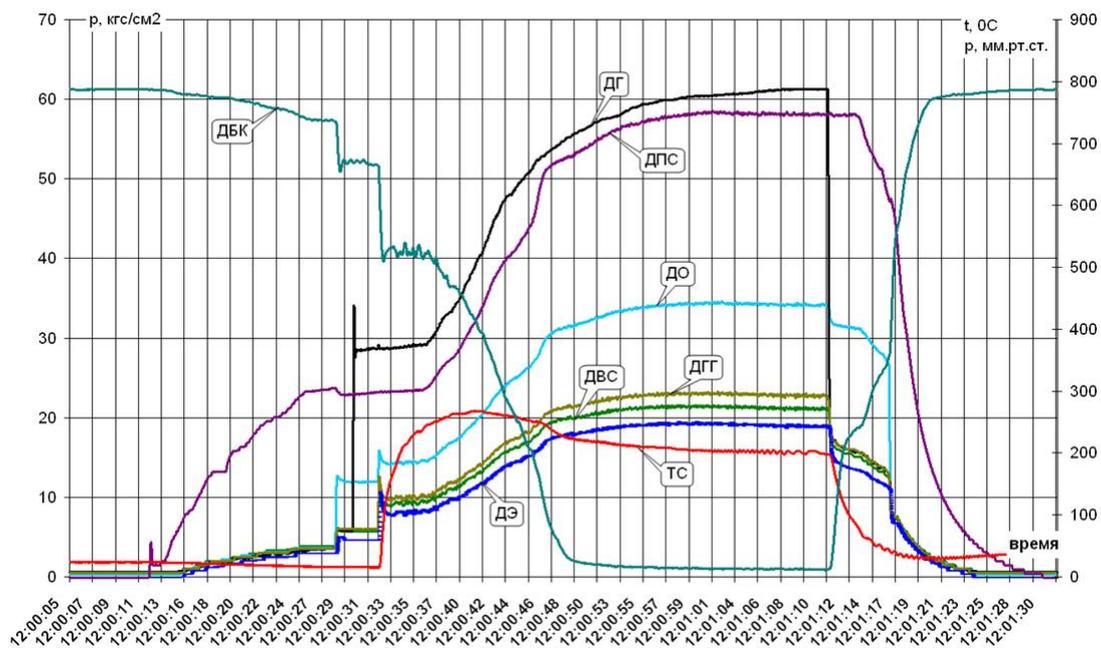


Рис. 3. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГТ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 0,7 мм. Расход воздуха ~1,16 кг/с

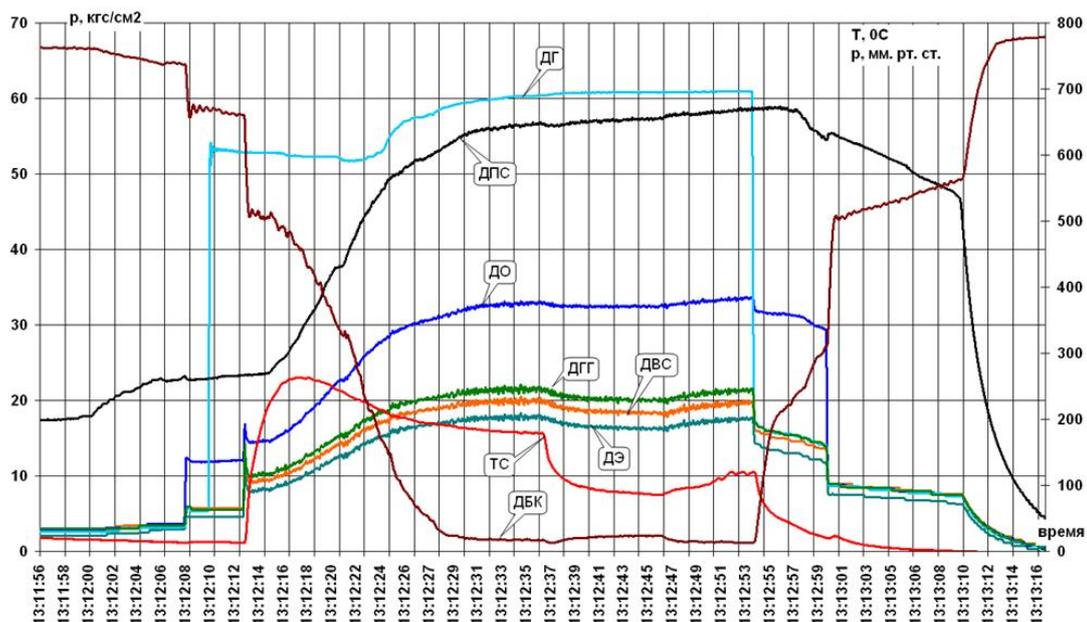


Рис. 4. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГТ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 2,5 мм. Расход воздуха составил ~1,14 кг/с

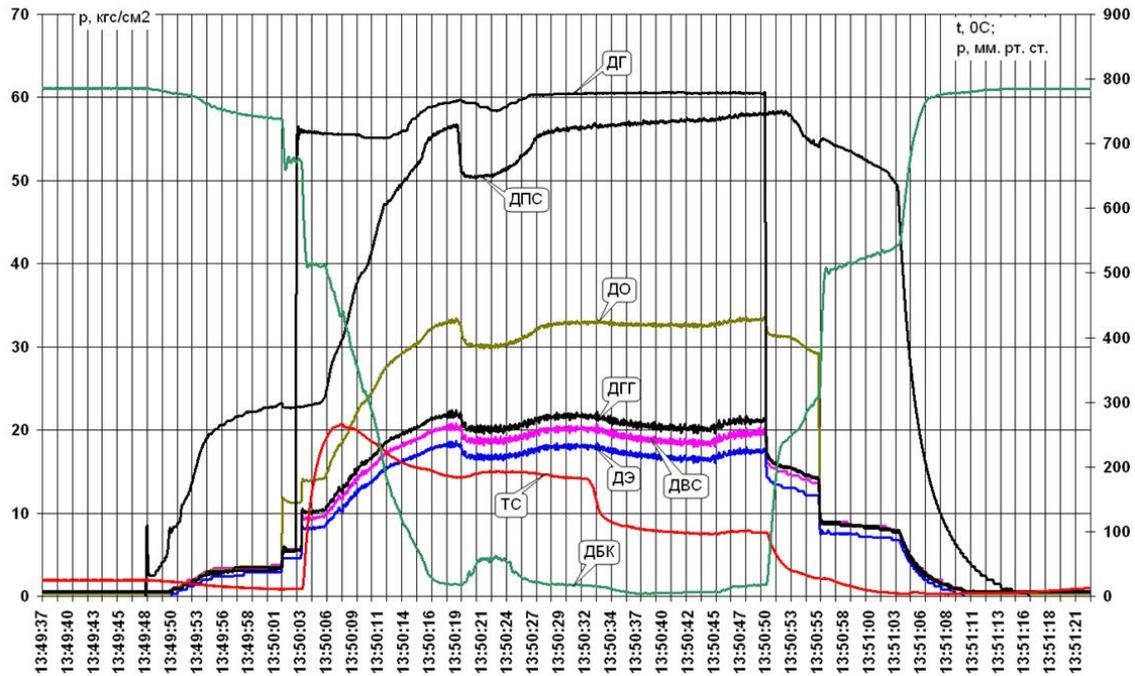


Рис. 5. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 1 мм. Расход воздуха составил ~1,1 кг/с

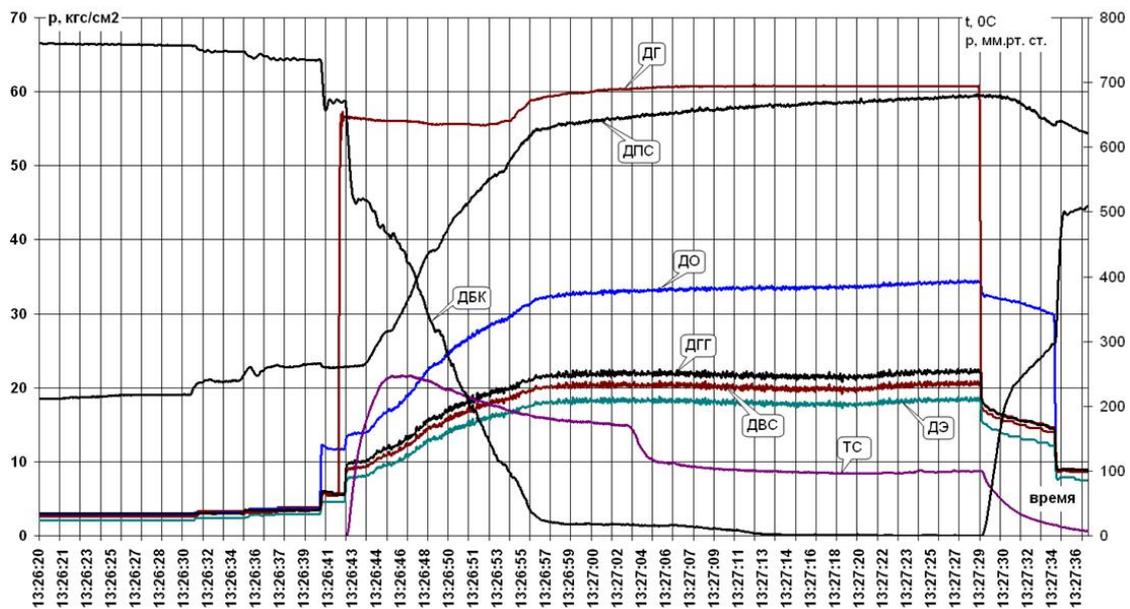


Рис. 6. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 0,8 мм. Расход воздуха составил ~1,14 кг/с

Заметное падение температуры перед эжектором (ТС) соответствует моменту открытия клапана Кл «В» воды. Из-за низкого перепада давления на водяной форсунке изменения давлений ДГГ и ДВС при открытии Кл «В» на некоторых диаграммах ненаблюдаемы.

Как видно из рис. 6, при диаметре шайбы 0,8 мм достигается разрежение ниже порога чувствительности вакуумметра ДБК. При разрежении 13 мм рт.ст. (при отсут-

ствии подачи воды) достигнуто снижение расхода воздуха 45% (1,1 кг/с вместо 2 кг/с на холодном воздухе). Но полученная система является громоздкой и сложной в эксплуатации.

В газогенераторе ГГ-2 (рис. 7) зона горения и зона смешения организованы в одном объёме аналогично, как зоны горения и разбавления в камере сгорания газотурбинного двигателя. Это позволило значительно упростить пневмогидравлическую схему системы подачи рабочих тел (рис. 8) и циклограмму запуска.

В результате экспериментальной отработки был достигнут надёжный запуск по следующему алгоритму. Редуктором $P1$ (рис. 8) осуществлялся подъём давления до достижения на выходе из газогенератора значений 3...5 кгс/см² (датчик ДЭ, рис. 8, 9) → включалась система зажигания → открывался клапан $Кл$ «Г» подачи горючего в камеру сгорания (давление ДГ) → после воспламенения выключалось зажигание.

Останов осуществлялся снятием электрического напряжения с клапана $Кл$ «Г» с последующей разгрузкой редуктора $P1$. Однако ввиду того, что на вход в эжектор реализовывалась высокая температура (скорее всего, из за нерасчётного распределения расходов воздуха в зоны горения и смешения), то, с целью сохранения матчасти, выполнялись кратковременные пуски (до достижения давления ДБК 13...15 мм рт.ст.). Попытки снизить температуру увеличением расхода воздуха приводили к неустойчивому горению.



Рис. 7. Газогенератор ГГ-2 с эжектором в сборе

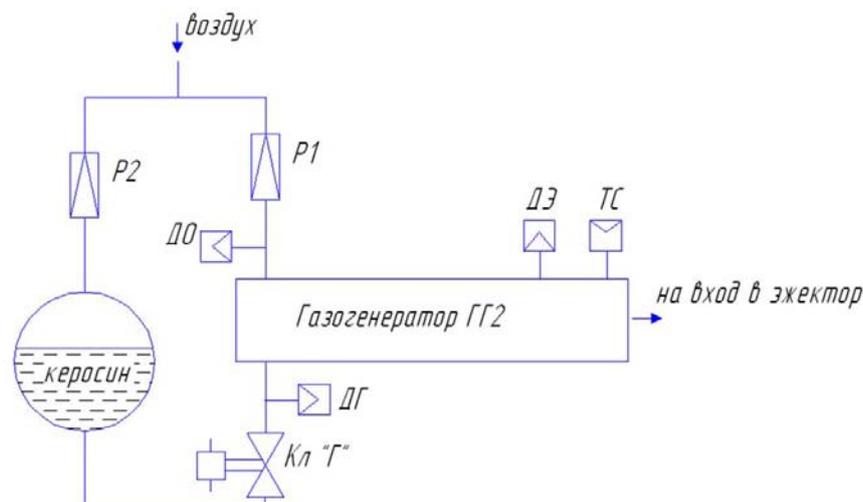


Рис. 8. Пневмогидравлическая схема подачи рабочих тел в газогенератор ГГ-2. Обозначения те же, что на рис. 2

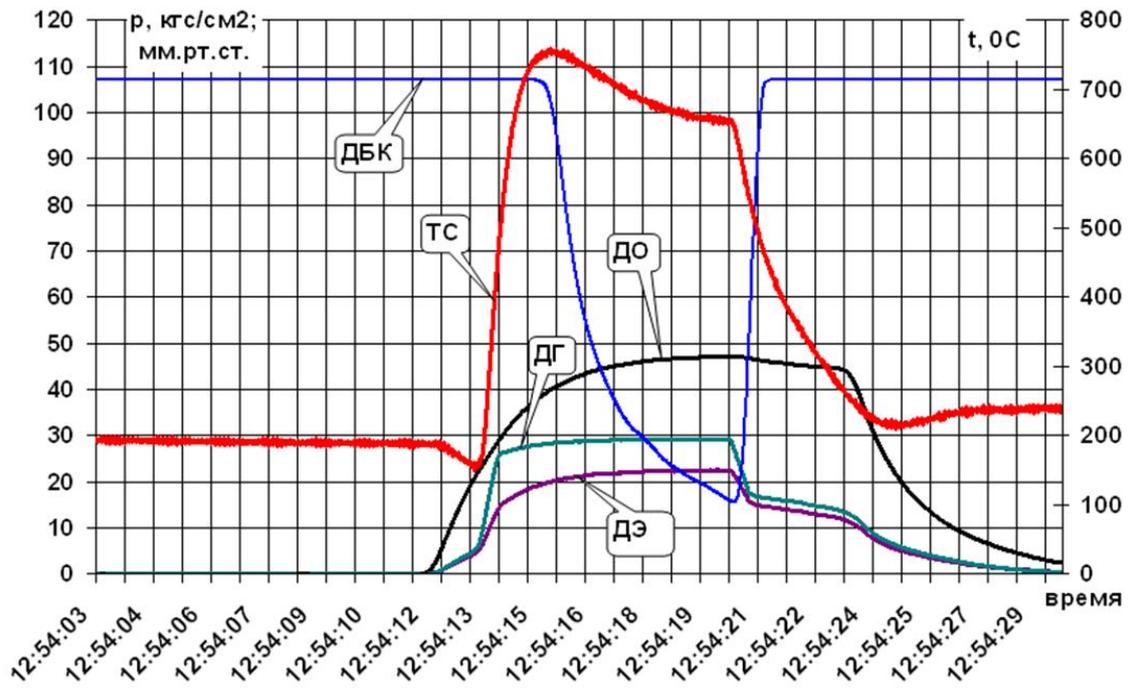


Рис. 9. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-1+эжектор». Расход воздуха ~1,09 кг/с. Для измерения вакуума использовался датчик (ДБК) с верхним пределом измерения 100 мм рт.ст.

Вариант ГГ-3 (рис. 10) обеспечивает возможность регулирования температуры генерируемого газа с помощью дроссельных шайб, устанавливаемых в ниппельные соединения коллектора воздуха.

Для обеспечения возможности использования в качестве горючего как керосина, так и природного газа газогенератор ГГ-3 выполнен со сменными смесительными головками.

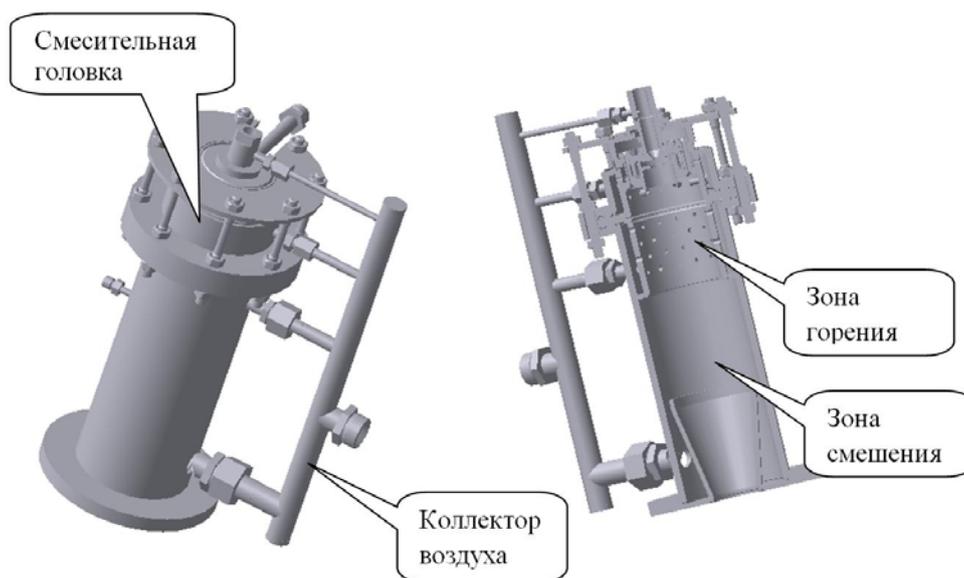


Рис. 10. Газогенератор ГГ-3

При испытании на керосине (рис. 11) использовалась система подачи рабочих тел газогенератора ГГ-2. Запуск осуществлялся по алгоритму, аналогичному для варианта ГГ-2. В качестве примера на рис. 12 представлена регистрация параметров при работе газогенератора ГГ-3 в составе эжектора.

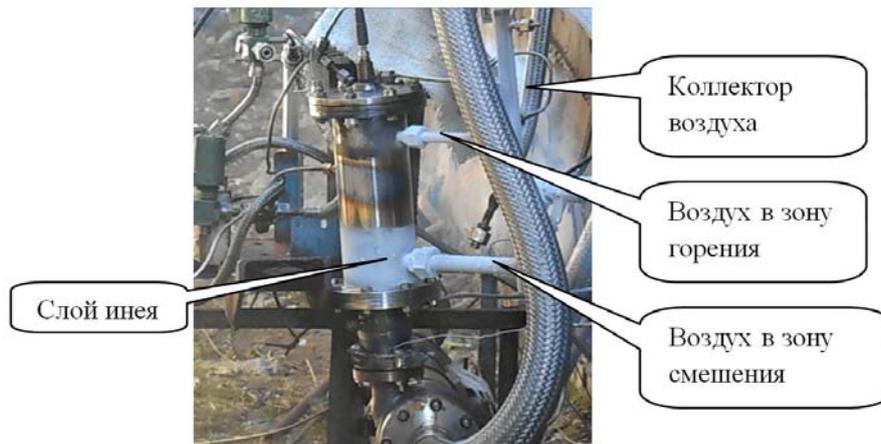


Рис. 11. Работа газогенератора ГГ-3 в составе эжектора.
Горючее – керосин

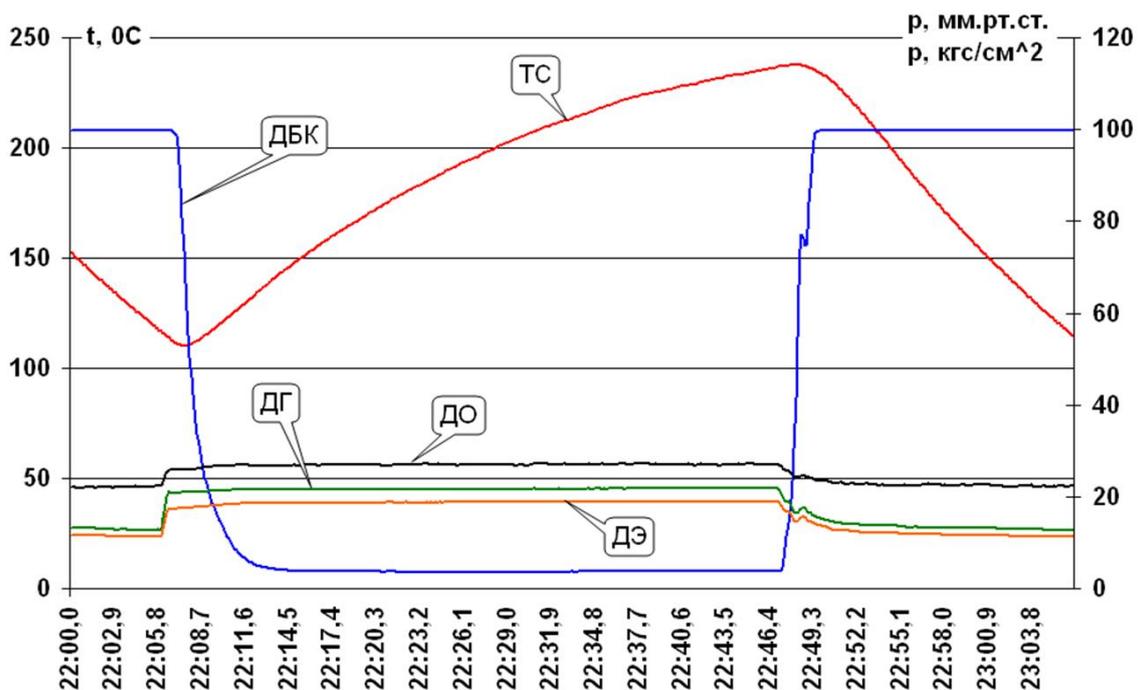


Рис. 12. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-3+эжектор».
Горючее – керосин. Расход воздуха 1,3 кг/с

Был достигнут вакуум 4 мм рт.ст. при снижении расхода воздуха до 1,3 кг/с (на 35%). При этом реализованы более благоприятные, с точки зрения температурного воздействия, условия работы эжектора.

При испытании на природном газе линия подачи горючего включала в себя газовый баллон с редуктором и датчиком давления ДГ на входе в газогенератор, а линия подачи окислителя осталась неизменной.

Попытки добиться запуска газогенератора при расчётных входных давлениях результата не дали. Поэтому был реализован запуск при низких входных давлениях с дальнейшим плавным нагружением редукторов воздуха и газа (рис. 13 – 15).

Был достигнут вакуум около 2 мм рт.ст., после чего газ в баллоне закончился. Отработка ГГ-3 на природном газе будет продолжена.

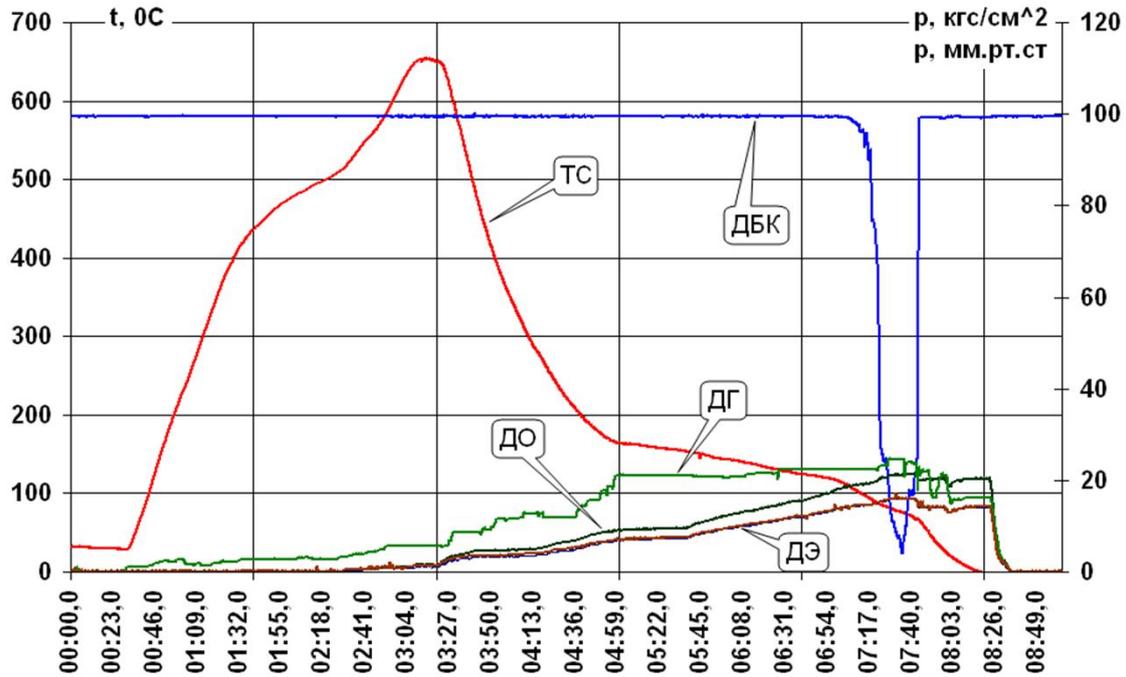


Рис. 13. Регистрация параметров при испытании модуля «газогенератор ГГ-3+эжектор». Горючее – природный газ

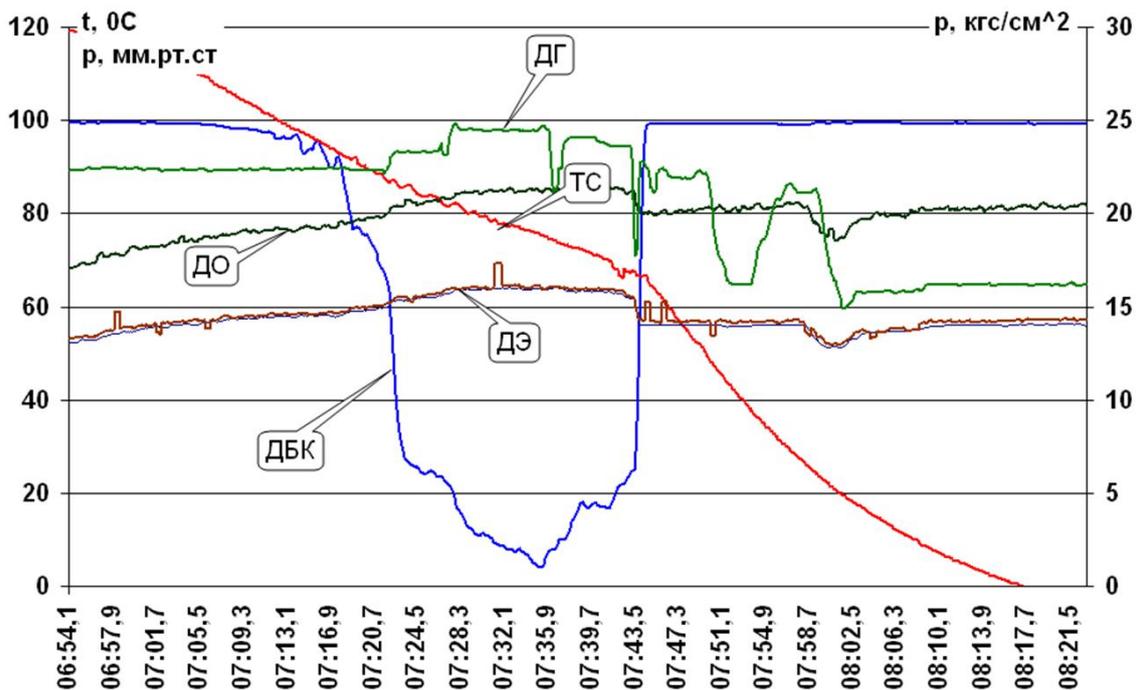


Рис. 14. Фрагмент рис. 13 (см. шкалу времени)



*Рис. 15. Работа газогенератора ГГ-3 в составе эжектора.
Горючее – природный газ*

Отметим, что достигнутые в настоящий момент положительные результаты как по снижению расхода воздуха в эжектор, так и по достижению более глубокого вакуума дают основание приступить к модернизации ГЭУ высотного огневого стенда НИИМаш.

Автор выражает глубокую признательность коллективу НИК-201 НИИМаш за изготовление материальной части и обеспечение экспериментальных исследований.

Библиографический список

1. Егорычев В.С., Сулинов А.В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2014. 128 с.
2. Салич В.Л. Расчётно-теоретические и экспериментальные исследования по созданию ракетных двигателей малой тяги на экологически безопасных компонентах топлива // Сборник трудов XIX научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Расчёт, проектирование, конструирование и испытания космических систем». Ч. 5. Королёв: РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 2013. С. 178-182.
3. Салич В.Л. Разработка камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 4. С.107-112. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-107-112
4. Салич В.Л. Ракетный двигатель малой тяги на кислородно-водородном и кислородно-метановом топливе // Сборник материалов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 26-27.
5. Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию ракетного двигателя малой тяги на топливе «газообразный кислород + керосин» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 129-140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140

DEVELOPMENT OF THE ACTIVE GAS GENERATOR FOR HIGH ALTITUDE FIRING TEST BENCHES

© 2019

V. L. Salich Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher of the Advanced Development Department;
Research and Development Institute of Mechanical Engineering,
Nizhnyaya Salda, Russian Federation;
salich_vas@mail.ru

The results of research on increasing the efficiency of a firing test facility for testing thrusters under high-altitude conditions are presented. The increase in efficiency consists in reducing the expansion pressure generated by the ejector and the flow of the active gas (air) consumed by it. Experimental studies were carried out using three versions of gas generators developed by the author which ensure an increase in the energy of the active gas before it is supplied to the ejector. When using the GG-1 gas generator with working media such as air, kerosene and water, the vacuum of less than 1 mm Hg was achieved with the air mass flow rate of 1.1 kg/s (the ejector provides a vacuum of 13 mm Hg with the cool air flow rate of 2 kg/s). However, the design features of the gas generator led to a cumbersome system of supplying working fluids and a complicated start-up sequence. The GG-2 gas generator with air and kerosene as working media failed to provide the temperature of the active gas below 600°C, therefore, to prevent ejector malfunctioning, GG-2 was turned off when the rarefaction reached 13 mm Hg. The air mass flow rate was 1.1 kg/s. The working media of the GG-3 gas generator are air and kerosene or air and natural gas. The design of the GG-3 makes it possible to regulate the temperature of the produced active gas. When working on kerosene, a vacuum of 4 mmHg was reached with the air mass flow rate of 1.5 kg/s. The studies of GG-3 using natural gas as a fuel are going on.

Thrusters; tests; high-altitude conditions; ejector; vacuum; flow; temperature; gas generator.

Citation: Salich V.L. Development of the active gas generator for high altitude firing test benches. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 118-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127

References

1. Egorychev V.S., Sulinov A.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi i ikh kharakteristiki* [Liquid rocket thrusters and their characteristics]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. 128 p.
2. Salich V.L. Raschetno-teoreticheskie i eksperimental'nye issledovaniya po sozdaniyu raketnykh dvigateley maloy tyagi na ekologicheskii bezopasnykh komponentakh topliva. *Sbornik trudov XIX nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov «Raschet, proektirovanie, konstruirovaniye i ispytaniya kosmicheskikh sistem»*. Part 5. Korolev: RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva Publ., 2013. P. 178-182. (In Russ.)
3. Salich V.L. Development of thruster chamber operating on oxygen-hydrogen fuel. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 4. P. 107-112. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-107-112. (In Russ.)
4. Salich V.L. The low thrust rocket engine working on oxygen-hydrogen and oxygenmethane fuel. *Sbornik materialov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara University Publ., 2016. P. 26-27. (In Russ.)
5. Salich V.L. Experimental research on the development of an «oxygen (gas) + kerosene» – fueled thruster. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 129-140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140. (In Russ.)

РОССИЙСКО-АЗЕРБАЙДЖАНСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ МАЛОГО СПУТНИКА ДЛЯ НАУЧНЫХ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

© 2019

- А. С. Самедов** доктор физико-математических наук, профессор, проректор; Национальная академия авиации, г. Баку, Азербайджан; ad.samedov@gmail.com
- М. И. Панасюк** доктор физико-математических наук, профессор, директор Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; panasyuk@sinp.msu.ru
- П. Ш. Абдуллаев** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой; Национальная академия авиации, г. Баку, Азербайджан; a_parviz@mail.ru
- В. В. Богомолв** кандидат физико-математических наук, доцент физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; bogovit@rambler.ru
- Р. А. Гасанов** доктор технических наук, доцент, руководитель аналитического отдела; Национальная академия авиации, г. Баку, Азербайджан; ruslan_icq@mail.ru
- Р. А. Ибрагимов** кандидат технических наук, начальник отдела; Национальная академия авиации, г. Баку, Азербайджан; rafu63@rambler.ru
- А. Ф. Июдин** доктор физико-математических наук, доцент, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; aiyudin@srd.sinp.msu.ru
- Т. Г. Маммадзада** директор департамента; ОАО «Азеркосмос», г. Баку, Азербайджан; tarlan.mammadzada@azercosmos.az
- А. А. Мусаев** кандидат технических наук, начальник отдела; Национальная академия авиации, г. Баку, Азербайджан; aydin-m@yandex.ru
- В. И. Оседло** кандидат физико-математических наук, заместитель директора Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; osedlo@mail.ru
- В. Л. Петров** младший научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; vas@srd.sinp.msu.ru
- М. В. Подзолко** кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; spacerad@mail.ru
- Е. П. Попова** кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник; Институт физики Земли имени О.Ю. Шмидта Российской академии наук; popovaelp@mail.ru
- Р. Рустамов** кандидат экономических наук, заместитель председателя; ОАО «Азеркосмос», г. Баку, Азербайджан; rovshan.rustamov@azercosmos.az
- С. И. Свертилов** доктор физико-математических наук, доцент, профессор физического факультета; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; sis@coronas.ru
- Х. Сейидов** инженер; Национальная академия авиации, г. Баку, Азербайджан; hikmatseyidov@gmail.com
- И. В. Яшин** кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского института ядерной физики имени Д.В. Скобельцына; Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова; iv_n@bk.ru

Представлен проект спутникового эксперимента по наблюдению интенсивных вспышек (транзиентов) электромагнитного излучения из атмосферы Земли в разных спектральных диапазонах, а также измерению среднесрочной и долгосрочной динамики пространственного распределения потоков энергичных заряженных частиц в околоземном пространстве. Для реализации эксперимента предполагается разработать Российско-Азербайджанский малый космический аппарат, способный нести полезную нагрузку до 25-30 кг. На спутнике планируется реализовать ряд технологических экспериментов, в частности, по изучению воздействия факторов космического полёта на матрицы кремниевых фотоумножителей. Рассматривается возможность установки телескопа для фотометрических наблюдений двойных звёзд. Рассматриваются требования к орбите и режимам ориентации космического аппарата и также к его бортовым системам со стороны полезной нагрузки в соответствии с целями и задачами эксперимента. Данные измерений, которые планируется получить в ходе данного эксперимента, будут впоследствии использованы для различных научных и прикладных задач: в том числе валидации существующих и разработки новых динамических моделей радиации в околоземном пространстве, обеспечения безопасности функционирования космических аппаратов.

Малый космический аппарат; научные и технологические эксперименты.

Цитирование: Самедов А.С., Панасюк М.И., Абдуллаев П.Ш., Богомолов В.В., Гасанов Р.А., Ибрагимов Р.А., Июдин А.Ф., Маммадзада Т.Г., Мусаев А.А., Оседло В.И., Петров В.Л., Подзолко М.В., Попова Е.П., Рустамов Р., Свертилов С.И., Сейидов Х., Яшин И.В. Российско-Азербайджанский космический проект малого спутника для научных и технологических экспериментов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 128-139. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-128-139

Введение

Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова и Национальная академия авиации Азербайджана разрабатывают совместный проект космического эксперимента (КЭ) на малом спутнике. Малые космические аппараты могут быть применимы для изучения различных физических явлений, таких как транзиентные электромагнитные явления, т.е. гамма-вспышки из атмосферы Земли (TGF), транзиентные световые события (TLE) и космические гамма-всплески (GRB), а также высыпаний магнитосферных электронов, что может быть опасно для космических аппаратов и биологических объектов. Солнечно-синхронная орбита с относительно малой высотой (500-800 км) обеспечивает благоприятные условия для контроля над верхней атмосферой и изучения космического излучения в разных областях околоземного пространства, включая области захваченного излучения и области электронного осаждения из радиационных поясов.

Проект предполагает разработку общей научной концепции спутникового эксперимента, определение оптимальных орбит и ориентации космического аппарата, определение параметров и технического вида измерительных приборов (спектрометров энергетических протонов и электронов), требований к спутниковой платформе, системам ориентации, передачи и обработки данных. Результаты, которые планируется получить в ходе этого эксперимента, будут впоследствии использоваться для научных и прикладных задач, таких как изучение процессов ускорения и потери захваченных и квазизахваченных энергетических заряженных частиц в магнитосфере, валидации существующих и разработки новых моделей радиационных поясов Земли, обеспечения безопасности космических аппаратов.

Дополнительной задачей является анализ возможности включения российско-азербайджанского спутника в мультиспутниковую группировку Universat-SOCRAT, которая также в настоящее время разрабатывается в Московском университете. Это даёт хорошую возможность для дополнительных измерений потоков энергетически заряженных частиц, а также для обнаружения электромагнитных переходных процессов, гамма-вспышек из атмосферы Земли (TGF) в разных точках околоземного пространства. Последнее очень полезно для локализации источника TGF методом триангуляции.

Российско-Азербайджанский малый научный спутник AzSat

Предлагаемая научная задача – экспериментальное измерение динамики пространственного, энергетического и углового распределения потоков захваченных и квазилокализованных энергетических частиц в разных областях околоземного пространства – предлагается решать с помощью созвездия малых спутников, размещённых на низких и средних орбитах Земли, пересекающих значительный диапазон магнитных дрейфовых оболочек на разных высотах и измеряющих угол наклона и распределение энергии потоков отдельных энергетических протонов и электронов на многонаправленных спектрометрах. Такие измерения позволяют с помощью наземной обработки восстанавливать с интервалом в несколько десятков минут иллюстрации пространственного распределения потоков заряженных частиц в значительной области радиационных поясов Земли.

В частности, одним из вариантов траектории полёта является эллиптическая орбита с высотой перигея ≈ 700 км и апогея 8000 км. Первый спутник может быть запущен на более «бюджетную» низкую циркумпольную орбиту высотой ≈ 1400 км, чтобы наблюдать пространственное распределение потоков частиц во всей области малых высот, высыпаний частиц, изменения их потоков.

Задача первой стадии проекта заключается в разработке малой космической платформы класса микроспутников (масса от 50 до 100 кг), способных нести полезную нагрузку по крайней мере до 20 кг при выводе на орбиты высотой до 1000-1500 км.

На сегодняшний день рассматривается два возможных варианта реализации научных и технических задач Российско-Азербайджанского космического проекта:

1) совместный спутник включается в состав группировки малых спутников Московского университета в качестве четвёртого космического аппарата с размещением на низкой круговой орбите;

2) совместный спутник должен быть одним из трёх космических аппаратов группировки малых спутников Московского университета.

Общий вид Российско-Азербайджанского спутника представлен на рис. 1.

Он должен состоять из следующих основных систем:

- механическая часть (корпус спутника),
- система поддержания ориентации,
- система электропитания,
- двигательные установки,
- система передачи данных,
- система контроля температурных режимов,
- бортовой компьютер,
- полезная нагрузка.

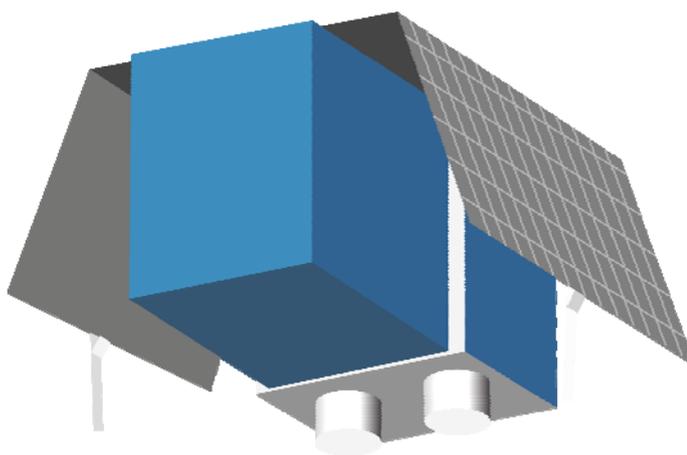


Рис. 1. Общий вид спутника AzSat

Основные параметры спутника представлены в табл. 1.

Таблица 1. Основные параметры спутника AzSat

Параметр	Значение
Масса платформы, кг	<100
Масса полезной нагрузки, кг	<30
Среднесуточная потребляемая мощность полезной нагрузкой, Вт	20
Скорость передачи данных, Мб/с	32 (X диапазон)
Точность ориентации, град	<0,2
Точность стабилизации, град/с	<0,01
Время эксплуатации, годы	≥5

Система ориентации и навигации должна включать звёздные датчики, гироскопы, солнечные датчики и магнитометр. Система стабилизации должна включать маховики и магнетоторгер. Для манёвров должны использоваться двигатели малой тяги.

Полезная нагрузка спутника AzSat

Для обоих вариантов реализации совместного Российско-Азербайджанского космического проекта предусмотрен следующий состав полезной нагрузки космического аппарата, размещаемого на низкой орбите: монитор гамма всплесков, фотометр для регистрации транзиентных явлений в атмосфере Земли, детекторов заряженных частиц (эти приборы разрабатываются Московским университетом), матрица кремниевых фотоумножителей (разрабатывается совместно Азербайджанской академией авиации и Объединённым институтом ядерных исследований), телескоп для астрономических наблюдений (разрабатывается Шемахинской астрономической обсерваторией).

Аппаратура для мониторинга космической радиации должна включать спектрометр (СПЭ) протонов в диапазоне энергий от 2 до >160 МэВ и электронов в диапазоне энергий 0,15–10 МэВ [1]. Его основным элементом является сборка типа «телескоп», включающая несколько полупроводниковых детекторов различной толщины и сцинтилляционный детектор, расположенные соосно один под другим. Для измерения пичуглового распределения потоков и всенаправленных потоков частиц будет использоваться несколько телескопов с разной пространственной ориентацией.

Рассматриваются различные варианты компоновки детекторных устройств. В одном случае ось главного телескопа и первая ось спутника перпендикулярны плоскости магнитного меридиана. Оси других телескопов лежат в плоскости магнитного меридиана. Вторая ось спутника направлена в центр смещённого магнитного диполя (близкого к направлению «в надир»), в котором оси четырёх телескопов лежат в плоскости магнитного меридиана, а ось другого телескопа нормальна к этой плоскости. В случае полярной орбиты это означает, что оси четырёх телескопов должны лежать в плоскости орбиты.

В другом случае первая ось спутника должна быть ориентирована нормально к плоскости магнитного меридиана. Вторая ось спутника направлена вдоль вектора индукции магнитного поля B , рассчитанного по модели смещённого диполя. Оси четырёх детекторов лежат в плоскости магнитного меридиана. Возможная компоновка разнонаправленных телескопов представлена на рис. 2 (слева). Общий вид телескопа представлен на рис. 2 (правая панель).

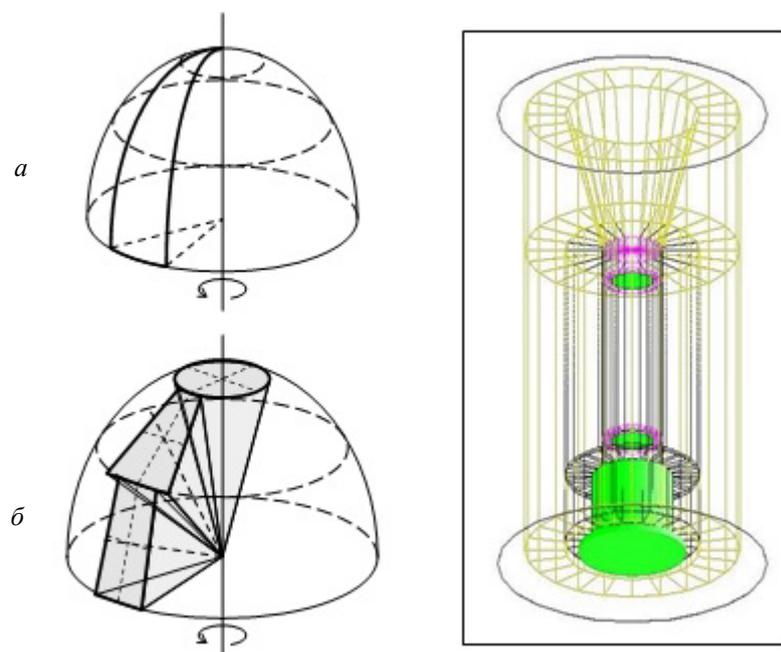


Рис. 2. Левая панель: а – поля зрения телескопа в форме вращающегося полусферического сектора; б – конфигурация из трёх детекторов, обеспечивающая этот метод измерения практически. Правая панель: общий вид телескопа

Изучение транзиентных световых явлений в оптическом диапазоне (ТСЯ) и гамма всплесков (в том числе из атмосферы Земли) должны осуществляться с помощью ультрафиолетового и инфракрасного фотометра и монитора гамма вспышек.

Детектор-фотометр УФ и ИК излучения ДУФИК представляет собой аналог детекторов на спутниках «Гатьяна-2» и «Вернов» [2–4] (для сравнения данных нового КЭ с данными предыдущих), дополненный каналами измерений в дальнем УФ диапазоне. Ось прибора ДУФИК должна быть ориентирована в нади́р с углами незатенения $\pm 90^\circ$ относительно визирных осей детекторов. Прибор ДУФИК должен состоять из трёх фотоумножителей, входные окна которых закрыты светофильтрами, обеспечивающими работу в разных спектральных диапазонах: инфракрасном (600–800 нм), ближнем УФ (240–400 нм), солнечно-слепом (100–300 нм). Кроме того, в его состав должен входить оптический детектор на основе микроканальной пластины (МКП), обеспечивающий регистрацию излучения в диапазоне от дальнего УФ до мягкого рентгеновского.

Монитор гамма-вспышек должен обеспечить непрерывные наблюдения верхней атмосферы в жёстком рентгеновском и мягком гамма-диапазонах: 0.01 – 3.0 МэВ. Прибор должен включать три широконаправленных сцинтилляционных детектора гамма-излучения того же типа, которые использовались на спутнике «Ломоносов» для регистрации космических гамма-всплесков [5]. Детекторный узел каждого блока выполнен в виде сборки тонкого (0,3 см) сцинтиллятора NaI(Tl) и сцинтиллятора CsI(Tl) большей толщины (1,7 см) цилиндрической формы. Оба сцинтилляционных кристалла имеют одинаковый диаметр 13 см и просматриваются одним фотоумножителем – так называемым «фосвич». Оси трёх гамма-детекторов должны быть перпендикулярны друг другу и направлены вдоль взаимно перпендикулярных рёбер куба, образуя Декартову систему координат. При этом главная диагональ куба должны быть ориентирована в нади́р.

Диаграмма направленности каждого детектора характеризуется зависимостью от угла отстояния источника от вертикальной оси типа косинус, в пределах $\sim 60^\circ$ от оси прибора его поле зрения не должно затеняться элементами конструкции спутника и панелями солнечных батарей. Эта конфигурация позволяет осуществлять грубую локализацию источника вспышки гамма-излучения с помощью сравнения амплитуд отклика каждого детектора на вспышку. Такой метод был использован в известном эксперименте КОНУС для локализации источников космических гамма-всплесков [6].

В случае, если спутник AzSat будет включен в группировку малых спутников Московского университета в качестве четвертого космического аппарата, то это даст дополнительную возможность локализации источников вспышек гамма-излучения из атмосферы Земли с помощью триангуляционного метода.

Оптимизация возможных орбит

Основным вариантом орбиты AzSat является солнечно-синхронная орбита с наклонением 98° и высотой 650-700 км.

В случае, если спутник AzSat будет включен в группировку малых спутников Московского университета, то он может быть запущен на эллиптическую орбиту со следующими параметрами орбиты:

- начальный момент времени – 01.01.2021 00:00:00;
- наклонение -63.394° ;
- эксцентриситет – 0.3405;
- большая полуось – 10 721 км;
- аргумент перигея – 310° ;
- долгота восходящего узла – 0° ;
- средняя аномалия – 0° .

Для прогнозирования траектории полёта спутника разработана программа на языке Julia.

Ускорение a_{total} спутника под действием возмущений вычисляется следующим образом [7]:

$$a_{total} = a_{gr} + a_{har} + a_{dr} + a_{rad} + a_{rel},$$

где a_{gr} – ускорение, обусловленное гравитационным влиянием Земли, Солнца и Луны; a_{har} – ускорение, обусловленное гравитационным влиянием вследствие несферичности Земли; a_{dr} – ускорение, обусловленное сопротивлением атмосферы Земли; a_{rad} – ускорение, обусловленное давлением солнечного излучения; a_{rel} – ускорение, обусловленное релятивистской коррекцией.

Интегрирование проводилось методом Рунге-Кутты 9-й степени с точностью 10^{-12} .

При этом учитывались возмущения, обуславливающие указанные выше вклады в ускорение спутника:

- гравитационное влияние Земли, Солнца и Луны

$$a_{gr} = G \sum_{k=1}^n m_k \left(\frac{r_k - r}{\|r_k - r\|^3} - \frac{r_k}{\|r_k\|^3} \right),$$

где G – гравитационная постоянная; m_k – масса небесного тела; r_k – радиус небесного тела; r – расстояние от небесного тела до спутника;

–гравитационное влияние вследствие несферичности Земли

$$a_{har} = \nabla U,$$

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=1}^{10} \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n A_{nm}(u) [C_{nm} \cos(m\lambda) \cos^m \varphi + S_{nm} \sin(m\lambda) \cos^m \varphi] \right],$$

где C_{nm}, S_{nm} – гравитационные коэффициенты (модель JGM-3); $s = \frac{x}{r}$; $t = \frac{y}{r}$;

$u = \frac{z}{r} = \cos \varphi$; A_{nm} – приведённая функция Лежандра; λ, φ – широта и долгота; R_e – радиус Земли; μ – гравитационный параметр Земли; r – расстояние от центра Земли до спутника; x, y, z – координаты спутника в Декартовой системе, привязанной к центру Земли;

–сопротивление атмосферы Земли

$$a_{dr} = -0,5\rho |v|^2 \frac{C_d A}{m} v,$$

где v – скорость спутника относительно атмосферы Земли; ρ – плотность атмосферы (модель NRLMSISE00); m – масса спутника; C_d – коэффициент сопротивления; A – площадь спутника;

–давление солнечного излучения

$$a_{rad} = -P_{sr} \frac{C_r A}{m} s,$$

где s – нормированный вектор от спутника к Солнцу; P_{sr} – сила давления солнечной радиации на единицу площади; C_r – коэффициент, учитывающий геометрию спутника;

–релятивистская коррекция

$$a_{rel} = \frac{\mu}{c^2 |r|^3} \left(\frac{4\mu}{|r|} - |v|^2 \right) r + 4 \langle r | v \rangle v,$$

где c – скорость света; μ – гравитационный параметр Земли; r – расстояние от центра Земли до спутника; v – скорость спутника относительно атмосферы Земли.

Результаты программы сравнивались с результатами программы NASA General Mission Analysis Tool при описанной конфигурации, разница в результатах пренебрежительно мала.

Для вычисления оптимального наклона орбиты программа перебирала значения в интервале $[60^\circ, 70^\circ]$ с переменным шагом $[0,01^\circ, 0,001^\circ]$. В итоге было определено, что при наклоне $63,475^\circ$ значение аргумента перигея стабильно (разница между начальным и конечным значениями равна нулю).

Рассмотрим изменение значения аргумента перигея в зависимости от выбранного начального наклона. При начальном значении наклона, отличном от значения $63,475^\circ$ более чем на 1° , изменение результирующего аргумента перигея составит больше 10° . Таким образом, ошибка в наклоне орбиты при выводе более чем на 1° неприемлема для миссии спутника.

В результате симуляции орбиты за 128 дней были получены следующие значения:

- наклонение – $63,365^\circ$;
- эксцентриситет – 0,3398;
- большая полуось – 10 723,36 км;
- аргумент перигея – $310,003^\circ$;
- долгота восходящего узла – $241,7^\circ$;
- средняя аномалия – $76,75^\circ$.

Как видно из графика (рис. 3), значение аргумента перигея при наклоне в $63,475^\circ$ спустя 1000 витков стало равным начальному значению. При этом амплитуда изменения (разница между максимумом и минимумом) составляет $0,2^\circ$.

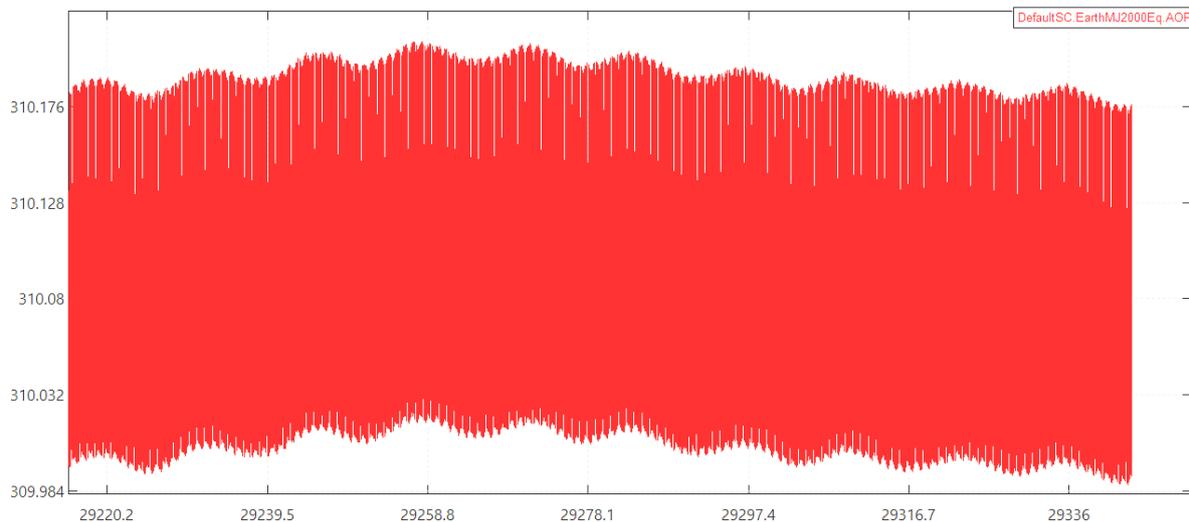


Рис. 3. Временная эволюция значений аргумента перигея

Значение эксцентриситета орбиты спустя 1000 витков изменилось на 0,0006, значение наклона – на $0,11^\circ$ и значение большой полуоси – на 2,36 км.

Заключение

В ходе реализации проекта совместного Российско-Азербайджанского космического эксперимента должны быть получены следующие результаты.

Будет показана оригинальность, новизна, научная и практическая целесообразность предлагаемого спутникового эксперимента по измерению динамики пространственного распределения потоков энергичных заряженных частиц в радиационных поясах Земли.

Будет разработана общая научная концепция спутникового эксперимента и определён общий облик космической группировки и требования к наземному сегменту.

Будут определены оптимальные орбиты спутников и ориентация спутников и детекторов энергичных частиц.

Будут определены физические и математические принципы и алгоритмы и проведено математическое моделирование расчёта пространственного распределения энергичных частиц в значительной области радиационных поясов и на заданных орбитах на основе данных измерений, получаемых в ходе эксперимента.

Будут разработаны конструкционные и функциональные электрические схемы основного измерительного инструмента (спектрометра энергичных протонов и электронов), проведено моделирование детекторных узлов, макетирование отдельных узлов электроники, разработаны программы и методики испытаний.

Будут определены требования к конструкции спутника и его подсистем, исходя из назначения спутника, данных о полезной нагрузке, орбитах и ориентации, осуществлено моделирование спутниковой платформы и отдельных подсистем спутника.

Работа была поддержана Российским фондом фундаментальных исследований (грант №18-57 06002\18) и Фондом развития науки при Президенте Азербайджанской Республики (грант № EIF-KETPL-2-2015-1(25)-56/16/1).

Библиографический список

1. Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С., Брильков И.А., Власова Н.А., Калегаев В.В., Оседло В.И., Тулупов В.И., Яшин И.В. Оперативный радиационный мониторинг в околоземном космическом пространстве на базе многоярусной группировки малых космических аппаратов // *Космические исследования*. 2015. Т. 53, № 6. Р. 461-468. DOI: 10.7868/S0023420615060047

2. Садовничий В.А., Панасюк М.И., Яшин И.В., Баринаова В.О., Веденькин Н.Н., Власова Н.А., Гарипов Г.К., Григорян О.Р., Иванова Т.А., Калегаев В.В., Климов П.А., Ковтюх А.С., Красоткин С.А., Кузнецов Н.В., Кузнецов С.Н., Муравьева Е.А., Мягкова И.Н., Ныммик Р.А., Павлов Н.Н., Парунакян Д.А., Петров А.Н., Петров В.Л., Подзолко М.В., Радченко В.В., Рейзман С.Я., Рубинштейн И.А., Рязанцева М.О., Сигаева Е.А., Сосновец Э.Н., Старостин Л.И., Тулупов В.И., Хренов Б.А., Шахпаронов В.М., Широков А.В., Бобровников С.Ю., Александров В.В., Лемак С.С., Морозенко В.С., Журавлев В.М., Мареев Е.А., Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Кожевников В.А., Макриденко Л.А., Краснопеев В.М., Папков А.П., Ли Дж., Пак И., Коцоми Х., Мартинес О., Понсе Э., Салазар У. Исследования космической среды на микроспутниках Университетский-Татьяна и Университетский-Татьяна-2 // *Астрономический вестник*. 2011. Т. 45, № 1. С. 5-31.

3. Гарипов Г.К., Панасюк М.И., Рубинштейн И.А., Тулупов В.И., Хренов Б.А., Широков А.В., Яшин И.В., Салазар У. Детектор ультрафиолетового излучения научно-образовательного микроспутника МГУ «Университетский-Татьяна» // *Приборы и техника эксперимента*. 2006. № 1. С. 135-141.

4. Panasyuk M.I., Svertilov S.I., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Balan E.A., Barinova V.O., Bogomolov A.V., Golovanov I.A., Iyudin A.F., Kalegaev V.V., Khrenov B.A., Klimov P.A., Kovtyukh A.S., Kuznetsova E.A., Morozenko V.S., Morozov O.V., Myagkova I.N., Osedlo V.I., Petrov V.L., Prokhorov A.V., Rozhkov G.V., Saleev K.Y., Sigaeva E.A., Veden'Kin N.N., Yashin I.V., Klimov S.I., Grechko T.V., Grushin V.A., Vavilov D.I., Korepanov V.E., Belyaev S.V., Demidov A.N., Ferencz C., Bodnár L.e, Szegedi P., Rothkaehl H., Moravski M., Park I.H., Lee J., Kim J., Jeon J., Jeong S., Park A.H., Papkov A.P., Krasnopejev S.V., Khartov V.V., Kudrjashov V.A., Bortnikov S.V., Mzhelskii P.V. RELEC mission:

Relativistic electron precipitation and TLE study on-board small spacecraft // *Advances in Space Research*. 2016. V. 57, Iss. 3. P. 835-849. DOI: 10.1016/j.asr.2015.11.033

5. Svertilov S.I., Panasyuk M.I., Bogomolov V.V., Amelushkin A.M., Barinova V.O., Galkin V.I., Iyudin A.F., Kuznetsova E.A., Prokhorov A.V., Petrov V.L., Rozhkov G.V., Yashin I.V., Gorbovskoy E.S., Lipunov V.M., Park I.H., Jeong S., Kim M.B. Wide-field gamma-spectrometer BDRG: GRB monitor on-board the Lomonosov mission // *Space Science Reviews*. 2018. V. 214, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0442-9

6. Mazets E.P., Golenetskii S.V., Il'inskii V.N., Panov V.N., Aptekar R.L., Gur'yan Yu.A., Proskura M.P., Sokolov I.A., Sokolova Z.Ya, Kharitonova T.V., Dyatchkov A.V., Khavenson N.G. Catalog of cosmic gamma-ray bursts from the KONUS experiment data. Parts I and II // *Astrophysics and Space Science*. 1981. V. 80, Iss. 1. P. 3-83. DOI: 10.1007/BF00649140

7. Vallado D.A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Hawthorne, CA, Microcosm Press, 2013. 1136 p.

RUSSIAN-AZERBAIJANI SPACE PROJECT OF A SMALL SATELLITE FOR SCIENCE AND TECHNOLOGY EXPERIMENTS

© 2019

- A. S. Samedov** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Vice-rector; National Aviation Academy; Baku, Azerbaijan; ad.samedov@gmail.com
- M. I. Panasyuk** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Director of Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; panasyuk@sinp.msu.ru
- P. Sh. Abdulaev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department; National Aviation Academy; Baku, Azerbaijan; a_parviz@mail.ru
- V. V. Bogomolov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Physics Department, Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; bogovit@rambler.ru
- R. A. Gasanov** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of Analytical Department; National Aviation Academy; Baku, Azerbaijan; ruslan_icq@mail.ru
- R. A. Ibragimov** Candidate of Science (Engineering), Head of Department; National Aviation Academy; Baku, Azerbaijan; rafu63@rambler.ru
- A. F. Iyudin** Doctor of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Head of Laboratory, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; aiyudin@srd.sinp.msu.ru
- T. G. Mammadzada** Director of Department, "Azercosmos" (OJSCo); Baku, Azerbaijan; tarlan.mammadzada@azercosmos.az
- A. A. Musaev** Candidate of Science (Engineering), Head of Department; National Aviation Academy; Baku, Azerbaijan; aydin-m@yandex.ru
- V. I. Osedlo** Candidate of Science (Phys. & Math.), Deputy Director of Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; osedlo@mail.ru
- V. L. Petrov** Junior Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; vas@srd.sinp.msu.ru
- M. V. Podzolkov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; spacerad@mail.ru
- E. P. Popova** Candidate of Science (Phys. & Math.), Leading Researcher, Schmidt Institute of Physics of the Earth of the Russian Academy of Sciences; Moscow, Russian Federation; popovaelp@mail.ru
- R. Rustamov** Candidate of Science (Economics), Vice President of "Azercosmos" (OJSCo); Baku, Azerbaijan; rovshan.rustamov@azercosmos.az

- S. I. Svertilov** Doctor of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Professor of the Physics Department; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; sis@coronas.ru
- H. Seiidov** Engineer, National Aviation Academy; Baku, Azerbaijan; hikmatseyidov@gmail.com
- I. V. Yashin** Candidate of Science (Phys. & Math.), Leading Researcher, Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics; Lomonosov Moscow State University; Moscow, Russian Federation; iv_n@bk.ru

The paper presents a project of a satellite experiment on the observation of intense flashes (transients) of electromagnetic emission from the Earth's atmosphere in different spectral ranges, as well as the measurement of medium- and long-term dynamics of spatial distribution of fluxes of energetic charged particles in the near-Earth space. To implement the experiment, it is planned to develop a Russian-Azerbaijani small spacecraft capable of carrying a payload of up to 25-30 kg. The satellite is also expected to realize a number of technology experiments, in particular, to study the effect of space flight factors on the matrices of silicon photomultipliers. We also consider the possibility of installing a telescope for photometric observations of binary stars. The requirements to the orbit and spacecraft attitude modes, as well as to its on-board systems, are considered in accordance with the goals and objectives of the experiment. The measurement data which are planned to be obtained during this experiment will subsequently be used for various scientific and applied problems including validation of existing and development of new dynamic models of radiation in the near-Earth space, ensuring the safety of the functioning of spacecraft.

Small satellite: science and technology experiments.

Citation: Samedov A.S., Panasyuk M.I., Abdulaev P.Sh., Bogomolov V.V., Gasanov R.A., Ibragimov R.A., Iyudin A.F., Mammadzada T.G., Musaev A.A., Osedlo V.I., Petrov V.L., Podzolko M.V., Popova E.P., Rustamov R., Svertilov S.I., Seiidov H., Yashin I.V. Russian-Azerbaijani space project of a small satellite for science and technology experiments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 128-139. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-128-139

References

1. Panasyuk M.I., Podzolko M.V., Kovtyukh A.S., Brilkov I.A., Vlasova N.A., Kalegaev V.V., Osedlo V.I., Tulupov V.I., Yashin I.V. Operational radiation monitoring in near-Earth space based on the system of multiple small satellites. *Cosmic Research*. 2015. V. 53, Iss. 6. P. 423-429. DOI: 10.1134/s0010952515060039
2. Sadovnichy V.A., Panasyuk M.I., Yashin I.V., Barinova V.O., Veden'kin N.N., Vlasova N.A., Garipov G.K., Grigoryan O.R., Ivanova T.A., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Kovtyukh A.S., Krasotkin S.A., Kuznetsov N.V., Kuznetsov S.N., Murav'eva E.A., Myagkova I.N., Nymmik R.A., Pavlov N.N., Parunakyan D.A., Petrov A.N., Petrov V.L., Podzolko M.V., Radchenko V.V., Reizman S.Y., Rubinshtein I.A., Ryazantseva M.O., Sigayeva E.A., Sosnovets E.N., Starostin L.I., Tulupov V.I., Khrenov B.A., Shakhparonov V.M., Shirokov A.V., Bobrovnikov S.Y., Aleksandrov V.V., Lemak S.S., Morozenko V.S., Zhuravlev V.M., Mareev E.A., Blinov V.N., Ivanov N.N., Kozhevnikov V.A., Makridenko L.A., Krasnopeev V.M., Papkov A.P., Lee J., Park I., Cotzomi J., Martinez O., Ponce E., Salazar H. Investigations of the space environment aboard the Universitetsky-Tat'yana and Universitetsky-Tat'yana-2 microsatellites. *Solar System Research*. 2011. V. 45, Iss. 1. P. 3-29. DOI: 10.1134/S0038094611010096
3. Garipov G.K., Panasyuk M.I., Rubinshtein I.A., Tulupov V.I., Khrenov B.A., Shirokov A.V., Yashin I.V., Salazar H. Ultraviolet radiation detector of the MSU research educational microsatellite Universitetskii-Tat'yana. *Instruments and Experimental Techniques*. 2006. V. 49, Iss. 1. P. 126-131. DOI: 10.1134/S0020441206010180
4. Panasyuk M.I., Svertilov S.I., Bogomolov V.V., Garipov G.K., Balan E.A., Barinova V.O., Bogomolov A.V., Golovanov I.A., Iyudin A.F., Kalegaev V.V., Khrenov B.A., Klimov P.A., Kovtyukh A.S., Kuznetsova E.A., Morozenko V.S., Morozov O.V., Myagkova I.N., Osedlo V.I., Petrov V.L., Prokhorov A.V., Rozhkov G.V., Saleev K.Y., Si-

gaeva E.A., Veden'Kin N.N., Yashin I.V., Klimov S.I., Grechko T.V., Grushin V.A., Vavilov D.I., Korepanov V.E., Belyaev S.V., Demidov A.N., Ferencz C., Bodnár L.e, Szegedi P., Rothkaehl H., Moravski M., Park I.H., Lee J., Kim J., Jeon J., Jeong S., Park A.H., Papkov A.P., Krasnopejev S.V., Khartov V.V., Kudrjashov V.A., Bortnikov S.V., Mzhelskii P.V. RELEC mission: Relativistic electron precipitation and TLE study on-board small spacecraft. *Advances in Space Research*. 2016. V. 57, Iss. 3. P. 835-849. DOI: 10.1016/j.asr.2015.11.033

5. Svertilov S.I., Panasyuk M.I., Bogomolov V.V., Amelushkin A.M., Barinova V.O., Galkin V.I., Iyudin A.F., Kuznetsova E.A., Prokhorov A.V., Petrov V.L., Rozhkov G.V., Yashin I.V., Gorbovskoy E.S., Lipunov V.M., Park I.H., Jeong S., Kim M.B. Wide-field gamma-spectrometer BDRG: GRB monitor on-board the Lomonosov mission. *Space Science Reviews*. 2018. V. 214, Iss. 1. DOI: 10.1007/s11214-017-0442-9

6. Mazets E.P., Golenetskii S.V., Il'inskii V.N., Panov V.N., Aptekar R.L., Gur'yan Yu.A., Proskura M.P., Sokolov I.A., Sokolova Z.Ya, Kharitonova T.V., Dyatchkov A.V., Khavenson N.G. Catalog of cosmic gamma-ray bursts from the KONUS experiment data. Parts I and II. *Astrophysics and Space Science*. 1981. V. 80, Iss. 1. P. 3-83. DOI: 10.1007/BF00649140

7. Vallado D.A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Hawthorne, CA, Microcosm Press, 2013. 1136 p.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕТОДОМ ПРИНЦИПА МАКСИМУМА ПОНТРЯГИНА

© 2019

А. А. Храмов кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; khramov@ssau.ru

Рассматривается задача оптимизации комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата. В качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена и секундный расход топлива. Вводятся ограничения на угол атаки и секундный расход топлива, ограничения на режимы движения не накладываются. Критерием качества управления является максимум конечной массы аппарата. Оптимизация управления проводилась на участке траектории от входа в атмосферу и до выхода на конечную орбиту заданного наклона. Для определения оптимальных программ управления используется метод принципа максимума Понтрягина. Для гипотетического аэрокосмического аппарата получены решения задач в постановках с фиксированным и свободным временем перелёта. Обсуждаются изменения в структуре «двигательного» управления (секундный расход топлива) и «аэродинамическом» управлении (угол атаки и скоростной угол крена) в зависимости от длительности перелёта. Получена зависимость конечной массы аэрокосмического аппарата от времени манёвра.

Аэрокосмический аппарат; комбинированный поворот плоскости орбиты; оптимальное управление; угол атаки; скоростной угол крена; секундный расход топлива; принцип максимума Понтрягина.

Цитирование: Храмов А.А. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата методом принципа максимума Понтрягина // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 140-153. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-140-153

Введение

Известно, что среди возможных ракетодинамических орбитальных манёвров космических аппаратов наиболее энергоёмким является манёвр поворота плоскости орбиты. Даже при небольших углах поворота требуются существенные затраты топлива. Перспективные аэрокосмические аппараты (АэрКА), обладающие значительным аэродинамическим качеством, позволяют использовать для поворота плоскости орбиты как силу тяги двигателя, так и аэродинамическую подъёмную силу, совершая погружение в плотные слои атмосферы (так называемый комбинированный поворот). Комбинированный поворот плоскости орбиты в случае изменения наклона орбиты более чем на 5° может сократить затраты топлива по сравнению с ракетодинамическим манёвром [1]. Использование АэрКА для проведения рассматриваемого манёвра определяет необходимость исследований в области оптимизации номинального управления траекторией и оценки манёвренных возможностей аппарата.

Исследования комбинированного поворота плоскости орбиты имеют давнюю историю. В работах [1-4] с использованием принципа максимума Понтрягина [5] решалась задача оптимизации управления по углу атаки и скоростному углу крена (двухканальное управление) на атмосферном участке траектории. Работа двигателя рассматривалась в импульсной постановке. Первый импульс прикладывался для схода с орбиты, второй – при выходе из плотных слоёв атмосферы для достижения высоты конечной круговой орбиты, третий импульс осуществлял разгон аппарата до орбитальной скорости.

В монографии [6] на основе метода последовательной линеаризации [7] проведены исследования как двухканального, так и трёхканального управления по углу атаки, крена и секундного расхода топлива. Решения задачи формирования управления получены с учётом и без учёта ограничения на максимальное значение удельного теплового потока. Для двухканального управления предполагалась трёхимпульсная схема приложения тяги, причём второй импульс мог располагаться не только в точке выхода из атмосферы, но и в точке с нулевым углом наклона траектории в случае больших потерь механической энергии АэрКА при движении в атмосфере. При формировании трёхканального управления учитывалась протяжённость активных участков. Показано, что поворот орбиты требует меньших затрат топлива при трёхканальном управлении по сравнению с двухканальным.

Целью данной работы является определение на основе принципа максимума Понтрягина оптимальных программ трёхканального управления при комбинированном повороте плоскости орбиты без ограничений на фазовые переменные. В качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена («аэродинамическое» управление) и секунднй расход топлива («двигательное» управление). Критерием оптимальности является максимум конечной массы АэрКА; время манёвра принималось как свободным, так и заданным. Полученные результаты могут использоваться для оценки предельных манёвренных возможностей аппарата, а также для верификации методов приближённого решения задачи оптимизации.

Постановка задачи

В постановку задачи входят следующие составляющие: модель движения АэрКА, граничные условия движения, управление, аэродинамические характеристики, формализация процедуры решения задачи оптимизации методом принципа максимума Понтрягина.

Модель движения. Считается, что АэрКА движется над поверхностью Земли, имеющей форму сферы среднего радиуса $R_{cp} = 6371$ км; поле притяжения принимается центральным. Движение аппарата относительно Земли происходит под действием силы тяготения, полной аэродинамической силы, силы тяги двигателей (на активных участках траектории) и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта. Система дифференциальных уравнений в траекторной системе координат имеет вид [6]:

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

Здесь V – земная скорость АэрКА; 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 АэрКА; φ – геоцентрическая широта; α – угол атаки; γ_a – скоростной угол крена; m – масса АэрКА; $\omega_3 \approx 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ – угловая скорость суточного вращения Земли; ρ – плотность атмосферы на высоте h , задаваемая экспоненциальным законом $\rho = \rho_0 \exp(-\beta_\rho h)$; $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ – плотность атмосферы у поверхности Земли; $\beta_\rho = 0,141 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1}$ – логарифмический градиент плотности; $g = \mu / R^2$ – гравитационное ускорение; $\mu = 398600,44 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли; P – сила тяги двигателя; β – секундный расход топлива.

Сила тяги двигателя определяется по формуле:

$$P = \beta I_{y\partial} g_0, \quad (2)$$

где $I_{y\partial}$ – удельный импульс тяги; $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$ – среднее гравитационное ускорение на поверхности Земли.

Баллистические коэффициенты σ_x , σ_y определяются по соотношениям:

$$\sigma_x = \frac{c_{xa} S}{2m}, \quad \sigma_y = \frac{c_{ya} S}{2m}, \quad (3)$$

где c_{xa} , c_{ya} – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы; S – характерная площадь АэрКА (площадь крыла).

Преыдущие исследования манёвра комбинированного поворота плоскости орбиты [8] показали, что траектория АэрКА включает длительный гиперзвуковой полёт в верхних слоях атмосферы и на всей траектории полёта числа Маха превышают 20 единиц, при которых аэродинамические коэффициенты изменяются слабо. Это позволяет ввести допущение о том, что аэродинамические коэффициенты c_{xa} и c_{ya} зависят от угла атаки и высоты полёта и не зависят от числа Маха.

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

$$t_0 = 0, \quad V = V_0, \quad \theta = \theta_0, \quad \chi = \chi_0, \quad R = R_0, \quad \varphi = \varphi_0, \quad m = m_0. \quad (4)$$

В конце участка движения АэрКА заданы скорость полёта, угол наклона траектории, наклонение и высота орбиты:

$$t = t_k, \quad V = V_k, \quad \theta = \theta_k, \quad i = i_k, \quad h = h_k. \quad (5)$$

Управление. АэрКА управляется за счёт тяги двигателя, определяемой секундным расходом топлива β , изменения угла атаки α и скоростного угла крена γ_a .

На угол атаки α наложены ограничения:

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \quad (6)$$

где $\alpha_{\min}, \alpha_{\max}$ – минимальный и максимальный угол атаки соответственно.

Возможные значения секундного расхода топлива принадлежат диапазону:

$$0 \leq \beta \leq \beta_{\max}. \quad (7)$$

Здесь β_{\max} – максимальный секундный расход топлива.

Аэродинамические характеристики. Зависимости коэффициента силы лобового сопротивления и подъёмной силы от угла атаки аппроксимируются по табличным значениям полиномами третьей степени в виде:

$$\begin{aligned} c_{xa} &= c_{xa0}(h) + a_1(h)\alpha + b_1(h)\alpha^2 + c_1(h)\alpha^3, \\ c_{ya} &= c_{ya0}(h) + a_2(h)\alpha + b_2(h)\alpha^2 + c_2(h)\alpha^3, \end{aligned} \quad (8)$$

где c_{xa0} и c_{ya0} – значения аэродинамических коэффициентов при нулевом угле атаки; a_i, b_i, c_i ($i=1,2$) – коэффициенты полиномов при соответствующих степенях угла атаки. Коэффициенты полиномов (8) являются функциями высоты полёта, значения которых между узловыми точками определяются кубической сплайн-интерполяцией. На рис. 1 представлены зависимости аэродинамических коэффициентов гипотетического АэрКА от угла атаки и высоты полёта.

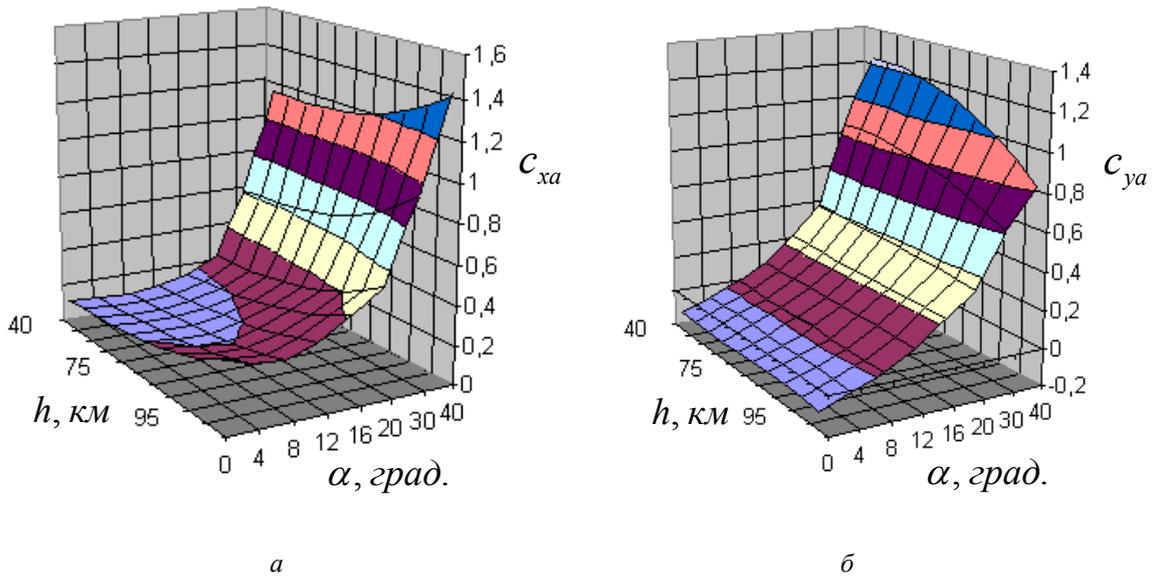


Рис. 1. Зависимости коэффициента силы лобового сопротивления (а) и подъёмной силы (б) от угла атаки и высоты полёта

Задачу оптимизации движения АэрКА сформулируем следующим образом: для системы дифференциальных уравнений (1) при заданных начальных (4) и конечных (5) условиях определить оптимальные программы изменения угла атаки $\alpha(t)$, скоростного угла крена $\gamma_a(t)$ и секундного расхода топлива $\beta(t)$ при заданных ограничениях (6) и (7), обеспечивающие максимум конечной массы АэрКА.

Решение задачи оптимизации. Для определения оптимального управления воспользуемся принципом максимума Понтрягина [5]. Гамильтониан для системы (1) записывается в виде:

$$H = \psi_V \frac{dV}{dt} + \psi_\theta \frac{d\theta}{dt} + \psi_\chi \frac{d\chi}{dt} + \psi_R \frac{dR}{dt} + \psi_\varphi \frac{d\varphi}{dt} + \psi_m \frac{dm}{dt}$$

или

$$\begin{aligned} H = & -\psi_V \left(\frac{c_{ya} S}{2m} \rho V^2 + \frac{\mu}{R^2} \sin \theta - \frac{P}{m} \cos \alpha - R \omega_3^2 \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \chi) \right) + \\ & + \psi_\theta \left(\frac{c_{ya} S}{2m} \rho V \cos \gamma_a + \left(\frac{V}{R} - \frac{\mu}{VR^2} \right) \cos \theta + \frac{P}{Vm} \sin \alpha \cos \gamma_a + 2\omega_3 \cos \varphi \cos \chi + \right. \\ & \left. + \frac{R\omega_3^2}{V} \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \varphi \sin \chi) \right) - \\ & - \psi_\chi \left(\frac{c_{ya} S}{2m} \rho V \frac{\sin \gamma_a}{\cos \theta} + \frac{V \cos \theta}{R} \operatorname{tg} \varphi \cos \chi + \frac{P}{Vm \cos \theta} \sin \alpha \sin \gamma_a + \right. \\ & \left. + 2\omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \sin \chi \operatorname{tg} \theta) + \frac{R\omega_3^2}{V \cos \theta} \sin \varphi \cos \varphi \cos \chi \right) + \\ & + \psi_R V \sin \theta + \psi_\varphi \frac{V \cos \theta}{R} \sin \chi - \psi_m \frac{P}{I_{y0} g_0}, \end{aligned} \quad (9)$$

где $\psi_V, \psi_\theta, \psi_\chi, \psi_R, \psi_\varphi, \psi_m$ – сопряжённые множители.

Согласно принципу максимума оптимальное управление для принятого критерия оптимальности должно обеспечивать минимум функции Гамильтона (9) в каждой точке траектории.

Необходимое условие оптимальности управления по скоростному углу крена запишется в виде:

$$\frac{\partial H}{\partial \gamma_a} = -\frac{\psi_\theta}{m} \left(\frac{c_{ya} S}{2} \rho V + \frac{P}{V} \sin \alpha \right) \sin \gamma_a - \frac{\psi_\chi}{m} \left(\frac{c_{ya} S}{2} \rho V + \frac{P}{V} \cos \alpha \right) \frac{\cos \gamma_a}{\cos \theta} = 0,$$

откуда

$$\begin{aligned} \gamma_{a \text{ opt}} &= \operatorname{arctg} \left(-\frac{\psi_\chi}{\psi_\theta \cos \theta} \right), \\ \operatorname{sign}(\sin \gamma_{a \text{ opt}}) &= \operatorname{sign}(\psi_\chi / \cos \theta), \quad \operatorname{sign}(\cos \gamma_{a \text{ opt}}) = \operatorname{sign}(-\psi_\theta). \end{aligned} \quad (10)$$

Таким образом, оптимальное управление по каналу скоростного угла крена напрямую не зависит от управлений по каналам угла атаки и секундного расхода топлива.

Необходимое условие оптимальности управления по углу атаки запишется в виде:

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial \alpha} = & -\frac{\psi_V}{m} \left(\frac{S}{2} \rho V^2 \frac{\partial c_{xa}}{\partial \alpha} + P \sin \alpha \right) + \frac{\psi_\theta}{m} \left(\frac{S}{2} \rho V \frac{\partial c_{ya}}{\partial \alpha} + \frac{P}{V} \cos \alpha \right) \cos \gamma_a - \\ & - \frac{\psi_\chi}{m} \left(\frac{S}{2} \rho V \frac{\partial c_{ya}}{\partial \alpha} + \frac{P}{V} \cos \alpha \right) \frac{\sin \gamma_a}{\cos \theta} = 0, \end{aligned}$$

где, с учётом (8), $\frac{\partial c_{xa}}{\partial \alpha} = a_1 + 2b_1\alpha + 3c_1\alpha^2$, $\frac{\partial c_{ya}}{\partial \alpha} = a_2 + 2b_2\alpha + 3c_2\alpha^2$,

откуда

$$a \cos \alpha_{opt} - b \sin \alpha_{opt} = c + d \alpha_{opt} + e \alpha_{opt}^2. \quad (11)$$

Здесь $a = -\frac{P}{V} A$, $b = \psi_V P$, $c = \frac{S}{2} \rho V (a_2 A + a_1 \psi_V V)$, $d = S \rho V (b_2 A + b_1 \psi_V V)$,
 $e = \frac{3}{2} S \rho V (c_2 A + c_1 \psi_V V)$, $A = \sqrt{\psi_\theta^2 + (\psi_\chi / \cos \theta)^2}$.

Трансцендентное уравнение (11) относительно неизвестного угла атаки α_{opt} может быть решено только численно. На пассивных участках полёта оптимальный угол атаки определяется в аналитическом виде решением квадратного уравнения: $c + d \alpha_{opt} + e \alpha_{opt}^2 = 0$.

Оптимальное значение секундного расхода топлива двигателя АэрКА, входящего линейно в Гамильтониан, является релейной функцией:

$$\beta_{opt} = \frac{\beta_{max}}{2} \left[1 - \text{sign} \left(\psi_V V \cos \alpha - \sqrt{\psi_\theta^2 + (\psi_\chi / \cos \theta)^2} \sin \alpha - \psi_m \frac{Vm}{I_{y0} g_0} \right) \right]. \quad (12)$$

Система дифференциальных уравнений для сопряжённых множителей определяется как:

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}}, \quad (13)$$

где $\psi = (\psi_V, \psi_\theta, \psi_\chi, \psi_R, \psi_\varphi, \psi_m)^T$ – вектор сопряжённых множителей, $\mathbf{x} = (V, \theta, \chi, R, \varphi, m)^T$ – вектор фазовых координат. Конечные соотношения для сопряжённых множителей не приводятся в силу их громоздкости.

Системы уравнений (1) и (13) с управлением (10-12) определяют семейство оптимальных траекторий. Искомая оптимальная траектория будет определяться граничными условиями задачи. В соответствии с постановкой задачи в начале движения значения фазовых координат зафиксированы (4). Для определения конечных условий движения необходимо учитывать, что параметры V, θ, χ , входящие в систему уравнений движения (1), определяют вектор скорости аппарата относительно вращающейся Земли (в неинерциальной траекторной системе координат), которые связаны с параметрами в инерциальном пространстве V_u, θ_u, χ_u следующим образом [1]:

$$\begin{aligned} V_u^2 &= V^2 + V_3^2 + 2VV_3 \cos \theta \cos \chi, \\ \theta_u &= \arcsin\left(\frac{V}{V_u} \sin \theta\right), \\ \chi_u &= \arcsin\left(\frac{V \cos \theta}{V_u \cos \theta_u} \sin \chi\right), \end{aligned} \quad (14)$$

где $V_3 = R\omega_3 \cos \varphi$ – переносная скорость, направленная по касательной к местной параллели на восток. Наклонение орбиты определяется широтой и углом пути в инерциальном пространстве:

$$\cos i = \cos \varphi \cos \chi_u. \quad (15)$$

Конечные условия движения АэрКА при выходе на заданную круговую орбиту в параметрах инерциальной системы координат запишем в виде:

$$\mathbf{g}_u(t_k) = \begin{pmatrix} V_u^2 - V_{uk}^2 \\ \theta_u \\ \cos i - \cos i_k \\ R - R_k \end{pmatrix} = 0, \quad (16)$$

где $V_{uk} = \sqrt{\frac{\mu}{R_k}}$ – орбитальная скорость АэрКА, i_k и $R_k = R_{cp} + h_k$ – наклонение и радиус конечной орбиты.

Тогда, с учётом (14) и (15), конечные условия движения АэрКА в параметрах траекторной системы координат принимают вид:

$$\mathbf{g}(t_k) = \begin{pmatrix} V^2 + V_{3k}^2 + 2VV_{3k} \cos \chi - V_{uk}^2 \\ \theta \\ \cos \varphi \frac{V \cos \chi + V_{3k}}{V_u} - \cos i_k \\ R - R_k \end{pmatrix} = 0. \quad (17)$$

Здесь $V_{3k} = R_k \omega_3 \cos \varphi$ – переносная скорость на конечной орбите.

Дополнительно к условиям (17) запишем условия трансверсальности:

$$\begin{aligned} \psi_{vk} &= \frac{\partial g_1}{\partial V} v_1 + \frac{\partial g_3}{\partial V} v_3, \\ \psi_{\chi k} &= \frac{\partial g_1}{\partial \chi} v_1 + \frac{\partial g_3}{\partial \chi} v_3, \\ \psi_{\varphi k} &= \frac{\partial g_1}{\partial \varphi} v_1 + \frac{\partial g_3}{\partial \varphi} v_3, \end{aligned} \quad (18)$$

где g_1 и g_3 – первый и третий компонент вектора \mathbf{g} ; ν_1 и ν_3 – неопределённые множители.

Определяя множители ν_1 и ν_3 из первых двух уравнений системы (18) и подставляя их в третье, получим:

$$\psi_{\varphi k} = \frac{V_{3k}}{V} \operatorname{tg} \varphi \left\{ \psi_{V_k} V \left[1 - \left(1 - \frac{V_{3k}}{V} \right) \cos \chi \right] + \frac{\psi_{\chi k}}{\sin \chi} \left(2 + \frac{V^2 + V_{3k}^2}{V V_{3k}} \cos \chi \right) \right\}. \quad (19)$$

Кроме того, для принятого критерия оптимальности в конечный момент времени согласно [5] должно выполняться условие:

$$\psi_{m k} = -1. \quad (20)$$

Уравнения (17) совместно с условием трансверсальности (19) и условием (20) замыкают граничные условия на правом конце траектории. Их отклонения от требуемых значений в задаче оптимизации с фиксированным временем определяют невязки, используемые при решении краевой задачи. Заданное время манёвра в этом случае используется для выхода из интегрирования.

В задаче оптимизации со свободным временем выход из интегрирования выполняется по одному из конечных условий; при этом выбранное условие выхода заменяется условием равенства Гамильтониана нулю [5]. Для рассматриваемой задачи в качестве условия выхода из интегрирования целесообразно принять условие (20) в силу монотонности изменения сопряжённого множителя $\psi_m(t)$ в течение манёвра. Полученная оптимальная траектория будет обеспечивать абсолютный максимум конечной массы АэрКА.

Частным случаем задачи оптимизации с нефиксированным временем перелёта является задача на быстродействие при работе двигателя без выключений: $\beta \equiv \beta_{\max}$. При этом критерий максимума конечной массы соответствует критерию минимального времени перелёта, а управление оптимизируется только по углу атаки и скоростному углу крена.

Таким образом, задача оптимизации сводится к шестипараметрической двухточечной краевой задаче. Требуется определить начальные значения сопряжённых множителей ψ_{V_0} , ψ_{θ_0} , ψ_{χ_0} , ψ_{R_0} , ψ_{φ_0} , ψ_{m_0} , обеспечивающие выполнение начальных (4) и конечных (17) и (19) условий. В качестве шестого конечного условия в задаче с заданным временем принимается условие (20), в задаче со свободным временем – условие $H = 0$.

Результаты решения задач оптимизации

Исходные данные. Для решения задач оптимизации заданы следующие начальные: $V_0 = 7367 \text{ м/с}$, $\theta_0 = -1,076^0$, $\chi_0 = \varphi_0 = 0$, $R_0 = 6471 \text{ км}$, $m_0 = 8333 \text{ кг}$ и конечные: $V_{uk} = 7788 \text{ м/с}$, $\theta_k = 0$, $i_k = 15^0$, $h_k = 200 \text{ км}$ условия движения. Начальные условия движения получены при численном моделировании схода АэрКА с экваториальной орбиты высотой 200 км после тормозного участка и пассивного движения до высоты 100 км. Время тормозного участка рассчитывалось по аналитическим соотношениям согласно [9] в предположении импульсного характера приложения тяги и обеспечения

требуемого угла входа в плотные слои атмосферы. Конечные условия движения соответствуют выведению АэрКА на круговую орбиту заданной высоты и наклона.

Характерная площадь (площадь крыла) $S = 18,44 \text{ м}^2$. Ограничения на управление по углу атаки: $\alpha_{\min} = 0^0$, $\alpha_{\max} = 40^0$. Максимальный секундный расход топлива $\beta_{\max} = 6 \text{ кг/с}$.

На первом этапе исследований оптимальных траекторий АэрКА при повороте плоскости орбиты было получено решение задачи на быстродействие. Далее проводилась оптимизация с фиксированным временем перелёта, значение которого последовательно увеличивалось. Получив решение задачи со значением Гамильтониана близким к нулю, провели оптимизацию управления со свободным временем, обеспечивающего максимально возможную конечную массу АэрКА. При решении краевых задач в качестве начального приближения вектора сопряжённых множителей использовались результаты решения задачи предыдущего шага с меньшим временем перелёта. Краевые задачи для всех вариантов её постановки решались модифицированным методом Ньютона [10].

Далее представлены зависимости высоты, наклона, секундного расхода топлива («двигательное» управление) и зависимости угла атаки, скоростного угла крена («аэродинамическое» управление) от времени, полученные при решении следующих задач:

- на быстродействие (рис. 2);
- с фиксированным временем манёвра 655 с (рис. 3);
- с фиксированным временем манёвра 930 с (рис. 4);
- максимизации конечной массы со свободным временем (рис. 5).

Приведённые решения задач оптимизации представляют возможные варианты «двигательного» управления в зависимости от длительности манёвра. Задача на быстродействие ($t_k = 565 \text{ с}$) и задача максимизации конечной массы со свободным временем ($t_k = 2624 \text{ с}$) ограничивают временной диапазон, в котором поставленная задача оптимизации имеет решения. В задаче с минимальным временем полёта двигатель работает без выключений (рис. 2).

Максимально возможную конечную массу обеспечивает управление с двумя включениями двигателя: первое осуществляется в плотных слоях атмосферы в области минимальной высоты, второе – в конце манёвра (рис. 5).

При времени манёвра, входящего в указанный диапазон, возможны ещё две структуры «двигательного» управления. Длительность поворота, равная 655 с, является максимальной, при которой траектория содержит два активных участка и один пассивный участок между ними, расположенный выше плотных слоёв атмосферы (рис. 3).

Длительность поворота, равная 930 с, является максимальной, при которой траектория содержит три активных и два пассивных участка, один из которых расположен на участке погружения АэрКА в атмосферу, а другой – выше плотных слоёв атмосферы (рис. 4).

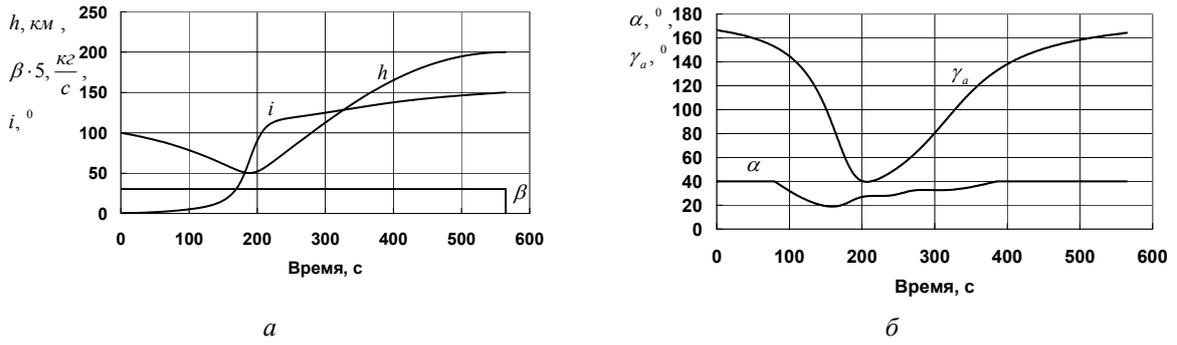


Рис. 2. Зависимости высоты, наклона, массового расхода топлива (а) и угла атаки, скоростного угла крена (б) от времени при минимальной длительности манёвра

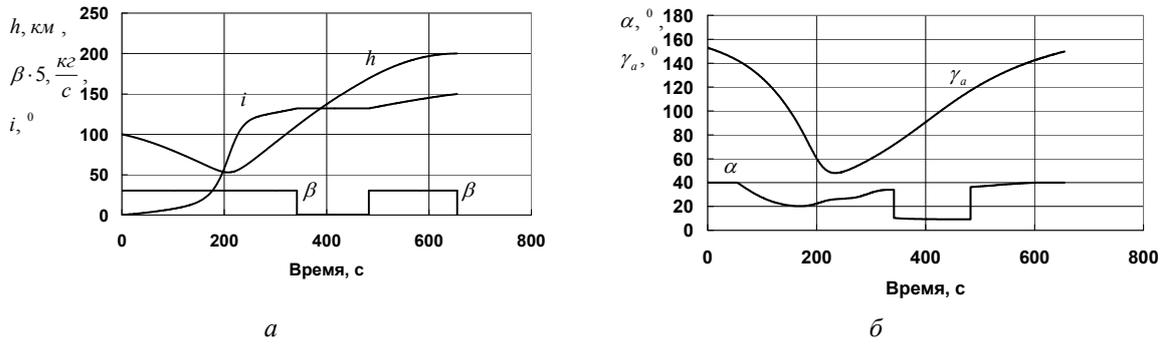


Рис. 3. Зависимости высоты, наклона, массового расхода топлива (а) и угла атаки, скоростного угла крена (б) от времени при длительности манёвра 655 с

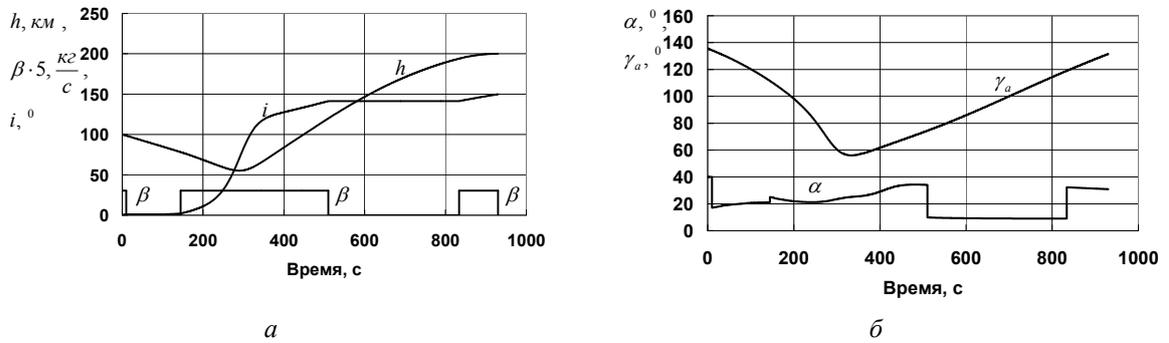


Рис. 4. Зависимости высоты, наклона, массового расхода топлива (а) и угла атаки, скоростного угла крена (б) от времени при длительности манёвра 930 с

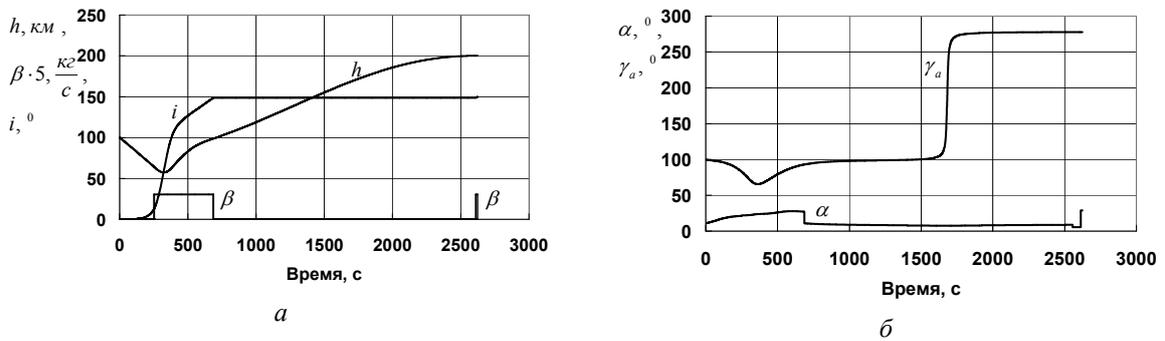


Рис. 5. Зависимости высоты, наклона, массового расхода топлива (а) и угла атаки, скоростного угла крена (б) от времени в задаче максимизации конечной массы

Обсуждение результатов

В области малых длительностей перелёта $565\text{ с} \leq t_k \leq 930\text{ с}$ включение двигателя производится непосредственно при входе в плотные слои атмосферы (рис. 2 – 4), что обеспечивает более интенсивное погружение АэрКА и меньшее время достижения минимальной высоты полёта. В окрестности минимальной высоты эффективность использования аэродинамической силы для поворота плоскости орбиты выше; здесь реализуется наибольшее изменение наклона орбиты. Таким образом, сокращая время погружения АэрКА в атмосферу, манёвр можно реализовать за меньшее время. С увеличением длительности перелёта требуемая интенсивность погружения снижается, что приводит при $t_k > 655\text{ с}$ к появлению на рассматриваемом участке траектории интервала с выключенным двигателем, длительность которого с ростом времени манёвра увеличивается. Траектория погружения при этом становится более пологой, минимальная высота полёта увеличивается, снижая аэродинамические потери скорости и затраты топлива на выход из плотных слоёв атмосферы и в целом на выведение АэрКА на орбиту.

Угол атаки при входе в плотные слои атмосферы выходит на ограничение и составляет 40° , обеспечивая максимальную подъёмную силу. Так как скоростной угол крена при этом существенно больше 90° , значительную величину имеет составляющая подъёмной силы в вертикальной плоскости, направленная вниз. Таким образом, «аэродинамическое» управление, так же как и «двигательное», обеспечивает необходимую скорость погружения АэрКА в плотные слои атмосферы. При дальнейшем полёте угол атаки и скоростной угол крена уменьшаются. В окрестности точки траектории с минимальной высотой угол атаки близок к значению, обеспечивающему максимальное аэродинамическое качество, а скоростной угол крена достигает минимального значения ($40\text{--}60^\circ$). «Аэродинамическое» управление на рассматриваемом участке манёвра обеспечивает, с одной стороны, значительную боковую составляющую подъёмной силы и поворот плоскости орбиты, с другой – достаточную вертикальную составляющую подъёмной силы для дальнейшего увеличения высоты полёта.

Так как траектории с большими длительностями перелёта $930\text{ с} < t_k \leq 2624\text{ с}$ не требуют высокой скорости погружения, то при входе в атмосферу двигатель выключен, угол атаки изменяется от 10 до 20° , что снижает потери скорости, а скоростной угол крена близок к 90° , обеспечивая спуск в атмосфере, близкий к баллистическому (рис. 5). Первое включение двигателя осуществляется в точке, близкой к точке траектории с минимальной высотой. После включения двигателя в области минимальной высоты полёта характер изменения «аэродинамического» управления аналогичен рассмотренному ранее для меньших длительностей перелёта. При этом формируется орбита с высотой апогея около 200 км . Далее следует длительный пассивный участок с практическим постоянным углом атаки, близким к 10° , при котором АэрКА движется по восходящему полувитку орбиты к апогею. Второе включение реализует разгон аппарата до орбитальной скорости. С увеличением времени манёвра длительность включения двигателя в конце перелёта уменьшается (рис. 3 – 5). Максимально возможная конечная масса АэрКА достигается, таким образом, при минимальной длительности завершающего манёвра активного участка.

Перелёт с наибольшим временем, соответствующий выведению аппарата с максимальной конечной массой, содержит участок «перекладки» скоростного угла крена, при котором направление боковой составляющей подъёмной силы меняется на противоположное. При этом участок «перекладки» находится в области, где аргумент широты АэрКА в орбитальном движении близок к 270° . Это согласуется с известным законом управления при ракетодинамическом манёвре поворота плоскости орбиты с непре-

рывной тягой, когда при смене знака косинуса аргумента широты направление бинормальной составляющей тяги меняется на противоположное [9].

На рис. 6 представлены зависимости конечной массы АэрКА и значения Гамильтониана от времени перелёта. Пунктирными линиями обозначены граничные решения, соответствующие минимальной $m_k^{\min} = 4898$ кг (задача на быстродействие) и максимальной $m_k^{\max} = 5608$ кг выводимой массе. Таким образом, разница этих решений по массе аппарата составила более 700 кг, что в процентном выражении относительно начальной массы АэрКА m_0 составляет более 8%. С увеличением времени манёвра выигрыш в конечной массе уменьшается и при времени перелёта 1200 с составляет менее 100 кг (менее 2% начальной массы аппарата).

Зависимость Гамильтониана от времени перелёта построена в диапазоне $600 \text{ с} \leq t_k \leq 2624 \text{ с}$. Гамильтониан для граничных решений в задаче на быстродействие $H_{mk \min}$ и в задаче выведения АэрКА максимально возможной массы $H_{mk \max}$ равен нулю, так как в этих задачах время манёвра нефиксировано. В задачах с фиксированным временем Гамильтониан равен некоторому отрицательному значению. Для всех полученных решений значение Гамильтониана на траектории манёвра сохраняет постоянное значение, что подтверждает их оптимальность.

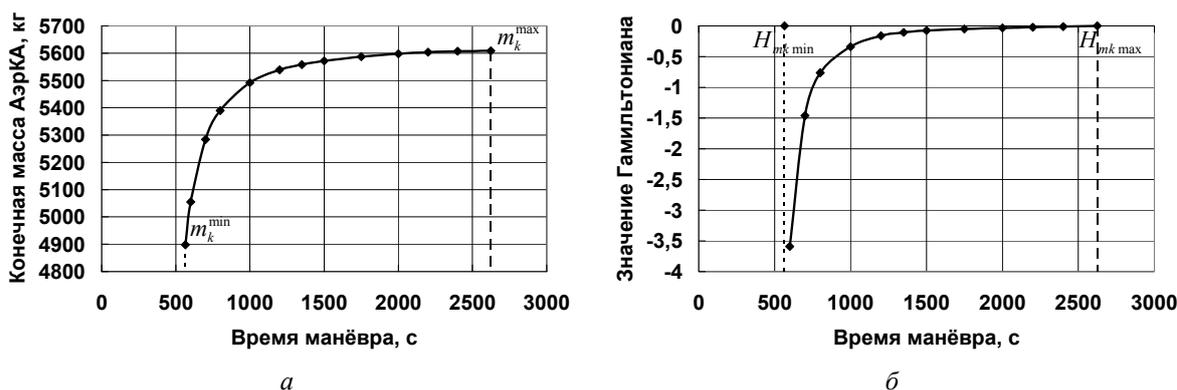


Рис. 6. Зависимость конечной массы АэрКА (а) и Гамильтониана (б) от времени перелёта

Заключение

С использованием метода принципа максимума Понтрягина получено решение ряда задач оптимизации комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата с целью максимизации конечной массы в постановках с фиксированным и свободным временем перелёта. Определён диапазон длительностей манёвра, в котором поставленная задача оптимизации имеет решения. Выявлено изменение структуры «двигательного» управления в зависимости от длительности перелёта. Показано, что при малых длительностях перелёта, близких к времени быстродействия, характер управления определяется требуемой скоростью погружения АэрКА в плотные слои атмосферы, где осуществляется наибольшее изменение наклона орбиты. При больших длительностях перелёта траектория содержит два активных участка. Первый участок, необходимый для формирования эллиптической орбиты с высотой апогея, близкой к высоте конечной орбиты, расположен в области минимальной высоты полёта, второй – в конце манёвра для обеспечения орбитальной скорости аппарата.

Показано, что с увеличением времени перелёта конечная масса аэрокосмического аппарата растёт. Выигрыш в конечной массе может составить более 8 % относительно начальной массы аппарата.

Библиографический список

1. Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972. 240 с.
2. Гурман В.И., Салмин В.В., Шершнёв В.М. Аналитическая оценка приближённо-оптимальных комбинированных разворотов // Космические исследования. 1969. Т. 7, № 6. С. 819-826.
3. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнёв В.М. Об оптимальных режимах поворота плоскости орбиты спутника Земли с использованием аэродинамических сил // Космические исследования. 1974. Т. 12, № 3. С. 346-352.
4. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнёв В.М. Комбинированный манёвр поворота плоскости орбиты при наличии ограничений на режимы движения // Космические исследования. 1976. Т. 14, № 4. С. 498-503.
5. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.
6. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара: Самарский научный центр РАН, 2007. 274 с.
7. Федоренко Р.П. Приближённое решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.
8. Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата на основе метода последовательной линеаризации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 23-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-23-36
9. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: учеб. пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.
10. Салмин В.В., Ишков С.А., Старинова О.Л. Методы решения вариационных задач механики космического полёта с малой тягой. Самара: Самарский научный центр РАН, 2006. 162 с.

OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE COMBINED ORBITAL PLANE CHANGE MANEUVER ON THE BASIS OF PONTRYAGIN'S MAXIMUM PRINCIPLE

© 2019

A. A. Khramov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
khramov@ssau.ru

The task of optimizing the space vehicle combined orbital plane change maneuver with the aim of maximizing its final mass is considered in the paper. Burst of power is used for the vehicle's exit from the initial low earth orbit and subsequent re-entry. Starting from atmospheric entry till the end of the orbital plane change with the entry in the final orbit the angle of attack, the air-path bank angle and the fuel-flow rate are used as controls. Limitations for the angle of attack, fuel-flow rate, adiabatic recovery temperature, longitudinal and vertical load factor are introduced. The successive linearization method is used to determine the optimal control programs. Solving the optimization task is exemplified

by a hypothetical space vehicle. The results of modeling space vehicle motion are presented. The changes in the determined “aerodynamic” (angle of attack and air-path bank angle) and “motion” (fuel-flow rate) controls with increasing the angle of orbital plane change are discussed with and without account of the key limitation on the modes of motion – maximum adiabatic recovery heating temperature.

Space vehicle; combined orbital plane change maneuver; optimal control; angle of attack; air-path bank angle; fuel-flow rate; Pontryagin’s maximum principle.

Citation: Khramov A.A. Optimization of space vehicle combined orbital plane change maneuver on the basis of pontryagin’s maximum principle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 140-153. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-140-153

References

1. Shkadov L.M., Bukhanova R.S., Illarionov V.F., Plokhikh V.P. *Mekhanika optimal'nogo prostranstvennogo dvizheniya letatel'nykh apparatov v atmosfere* [Mechanics of optimal spatial motion of flying vehicles in the atmosphere]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1972. 240 p.
2. Gurman V.I., Salmin V.V., Shershnev V.M. Analytical estimation of approximately-optimal combined turns. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1969. V. 7, no. 6. P. 819-826. (In Russ.)
3. Balakin V.L., Belokonov V.M., Shershnev V.M. Optimal modes of Earth satellite aerodynamic orbital plane change. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1974. V. 12, no. 3. P. 346-352. (In Russ.)
4. Balakin V.L., Belokonov V.M., Shershnev V.M. Combined maneuver of orbital plane change with limitations on the motion mode. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1976. V. 14, no. 4. P. 498-503. (In Russ.)
5. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 393 p.
6. Lazarev Yu.N. *Upravleniye trayektoriyami aerokosmicheskikh apparatov* [Space trajectory control]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2007. 274 p.
7. Fedorenko R.P. *Priblizhennoye resheniye zadach optimal'nogo upravleniya* [Approximate solution of optimal control problems]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 488 p.
8. Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimization of space vehicle combined orbital plane change maneuver on the basis of the successive linearization method. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 23-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-23-36. (In Russ.)
9. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta: uch. posobie* [Basics of space flight mechanics: Textbook]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 448 p.
10. Salmin V.V., Ishkov S.A., Starinova O.L. *Metody resheniya variatsionnykh zadach mekhaniki kosmicheskogo poleta s maloy tyagoy* [Methods of solving variational problems of low-thrust mission mechanics]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2006. 162 p.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОЙ ПЛАЗМЫ РАДИОФИЗИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

© 2019

- Д. В. Чугунин** младший научный сотрудник;
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва;
dimokch@iki.rssi.ru
- А. А. Чернышов** кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник;
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва;
achernyshov@iki.rssi.ru
- М. М. Могилевский** кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник;
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва;
mogilevsky2012@gmail.com
- И. Л. Моисеенко** младший научный сотрудник;
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва;
moiseenko.irine@gmail.com
- А. А. Петрукович** доктор физико-математических наук, член-корреспондент РАН, директор;
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва;
apetruko@iki.rssi.ru

Показана принципиальная возможность проводить измерения плотности плазмы и её флуктуаций в ионосфере на сверхмалых космических аппаратах с применением радиофизических методов, позволяющих по свойствам принимаемого излучения определять характеристики среды, через которую проходило излучение. Предполагается, что каждый космический аппарат будет иметь приёмник спутниковой навигации, а также устройство для излучения и детектирования сигнала на двух кратных частотах в радиодиапазоне. При таком подходе информация о плотности плазмы содержится в принимаемой разности фаз. Радиоприёмники и радиопередатчики на спутниках постоянно обмениваются радиосигналами, и затем по сдвигу фаз возможно определить электронную концентрацию и её флуктуации. В работе получены численные оценки получаемой разности фаз для различных частот от 10 МГц до 10 ГГц при характерных ионосферных параметрах в зависимости от дистанции между спутниками. Выполнены расчёты максимального расстояния между спутниками, при которых возможно принять сигнал при условии, что мощность передатчика будет составлять 2 Вт.

Малые космические аппараты; ионосфера; околоземная плазма; радиофизические методы.

Цитирование: Чугунин Д.В., Чернышов А.А., Могилевский М.М., Моисеенко И.Л., Петрукович А.А. Использование сверхмалых космических аппаратов для изучения околоземной плазмы радиофизическими методами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 154-162. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-154-162

Введение

Ионосфера – это ионизированная часть верхней атмосферы Земли, которая окружает нашу планету в виде оболочки, расположенной на высотах выше 60 км. Структура и свойства ионосферы сильно меняются с высотой. Процессы, протекающие в ионосфере, связаны с солнечной активностью, динамикой магнитосферы, с техногенными процессами, вариациями магнитного поля Земли, с движениями верхней атмосферы и так далее. Таким образом, ионосфера находится под постоянным воздействием природных и антропогенных факторов. Параметры ионосферной плазмы постоянно варьируются, а характерные времена динамических внешних и внутренних воздействий различной природы, а также длительность релаксации после них, могут составлять от нескольких минут до нескольких суток. Поэтому ионосфера крайне редко достигает ста-

ционарного состояния, а её пространственная структура характеризуется иерархией различных масштабов. Особенно заметно это проявляется в высокоширотной и экваториальной области [1]. Как правило, под вариациями ионосферы понимают их нерегулярную часть, связанную с нерегулярными эффектами солнечной и магнитосферной активности, а также с искусственной ионосферной турбулентностью.

Изучение неоднородной структуры ионосферы Земли необходимо как для понимания фундаментальной физики протекающих в ней процессов, так и для решения разнообразных прикладных задач, связанных в первую очередь с распространением радиоволн, с возможностью прогнозирования параметров радиосвязи, радионавигации, локации, спутниковых навигационных систем. Важность исследования ионосферы связана также с эффективностью функционирования спутниковых систем радиосвязи и координатно-временного обеспечения и с тенденцией разработки радаров с синтезированной апертурой [2]. Неоднородная и нестационарная структура ионосферы создаёт значительные трудности при её количественном описании и численном моделировании.

Радиофизические исследования верхней атмосферы Земли имеют давнюю историю и внесли большой вклад в решение проблем распространения радиоволн, в знания об ионосфере и верхней атмосфере. Развитие этого направления проводилось на стыке радиофизики и физики космической плазмы, что способствовало достижению значительных успехов в этой области. Л.И. Мендельштам и Н.Д. Папалекси впервые разработали радиофизические методы, позволяющие по свойствам принимаемого излучения определять характеристики среды, через которую проходило излучение [3]. Затем Я.Л. Альперт развил радиоинтерферометрический подход, где вместо двух приёмных антенн классического интерферометра используются две когерентные частоты излучения от одного задающего генератора [4]. В этом подходе информация о плотности плазмы содержится в разности фаз сигналов на разных частотах. Впервые этот метод был применён для обработки и интерпретации радиосигналов уже на первом искусственном спутнике Земли и активно используется до настоящего времени. Другими словами, при распространении в ионосфере наблюдаются различные эффекты взаимодействия радиоволн со средой, что позволяет установить связь между параметрами этой среды и характеристиками радиосигналов.

Радиофизические методы изучения ионосферы Земли возможны с помощью двух спутников – излучателя и приёмника сигналов, при движении которых лучевая линия радиоволн проходит через плазменную среду [5]. Проводились аналитические оценки влияния сред на радиоволны на трассах «спутник-спутник» для выяснения того, насколько радиоволны чувствительны к особенностям ионосферы и атмосферы. В работах (например, [6–9]) рассмотрена задача радиопросвечивания атмосферы и ионосферы Земли, выведены общие соотношения для изменения частоты, фазы, амплитуды, угла рефракции и поглощения радиоволн, а также даны оценки ожидаемых эффектов влияния ионосферы, когда волны распространяются по разным трассам «спутник-спутник».

В данной работе для радиозондирования ионосферы предлагается использовать одновременно несколько унифицированных космических аппаратов малой размерности (кубсаты формата 3U и выше), которые относительно просты в изготовлении, что позволяет быстро и относительно дешево изготовить необходимое их количество. Каждый космический аппарат (КА) будет иметь приёмник спутниковой навигации, а также устройство для излучения и детектирования частот в радиодиапазоне. При таком подходе информация о плотности плазмы содержится в разности (сдвиге, набеге) фаз. Радиоприёмники и радиопередатчики на сверхмалых космических аппаратах (СМКА) бу-

дуг постоянно обмениваться радиосигналами и затем по сдвигу фаз возможно определить электронную концентрацию и её флуктуации.

Принцип измерений

В основе действия прибора лежит зависимость набега фазы φ от частоты сигнала f , проходящего через область, заполненную плазмой. Набег фазы монохроматического сигнала в однородной плазме на частотах, намного превышающих циклотронную и плазменную частоты электронов, равен

$$\varphi = kr - \omega t = 2\pi \frac{f}{c} \left(\frac{1 - \frac{1}{2} f_{pe}^2}{f^2} \right) r,$$

где f_{pe} – плазменная частота; φ – набег фазы волны; k – волновой вектор; r – расстояние, которое прошла волна; ω – угловая частота волны; t – время; f – частота сигнала; c – скорость света.

При генерации опорного сигнала на борту принимающего спутника точность временной синхронизации между спутниками должна составлять малую долю периода зондирующего сигнала, что, например, для частоты 10 МГц должно составлять не больше 20 нс. Такой синхронизации на двух космических аппаратах добиться очень проблематично. Эту проблему можно решить, если передавать сигнал не на одной частоте, а на двух кратных частотах $f_2 = mf_1$, где f_1 и f_2 – частоты двух сигналов; m – коэффициент кратности, которые имеют одинаковую начальную фазу за счёт того, что сигналы формируются от одного генератора.

Тогда фазы сигналов, которые принимаются на другом спутнике, будут равны:

$$\varphi_1 = k_1 r - \omega_1 t; \quad \varphi_2 = k_2 r - \omega_2 t.$$

В принимающем устройстве сигналы приводятся к одной частоте. Для этого в приёмнике ставится умножитель или делитель частоты. В результате разность фаз сигналов, приведённых к одной частоте (к частоте f_1), не содержит времени. Если расстояние между источником сигналов и приёмником известно, то можно определить среднюю концентрацию плазмы вдоль луча распространения по формуле:

$$\Delta\varphi = \frac{\varphi_2}{m} - \varphi_1 = \frac{\pi f_{pe}^2}{cf_1} (1 - 1/m^2) r.$$

На рис. 1 приведены результаты расчётов разности фаз, которые должны быть зафиксированы КА в зависимости от расстояния между ними и от частоты f_1 . Кратность частоты принималась равной $m = 2$. Приведены результаты для двух уровней концентрации в ионосфере. На рис. 1, а средняя концентрация вдоль луча бралась 10^4 см^{-3} , на рис. 1, б – 10^5 см^{-3} . По оси абсцисс отложено расстояние между спутниками в метрах, по оси ординат – частота сигнала f_1 . Цветом и контурными линиями показана разница фаз в π между сигналом f_1 и $2f_1$.

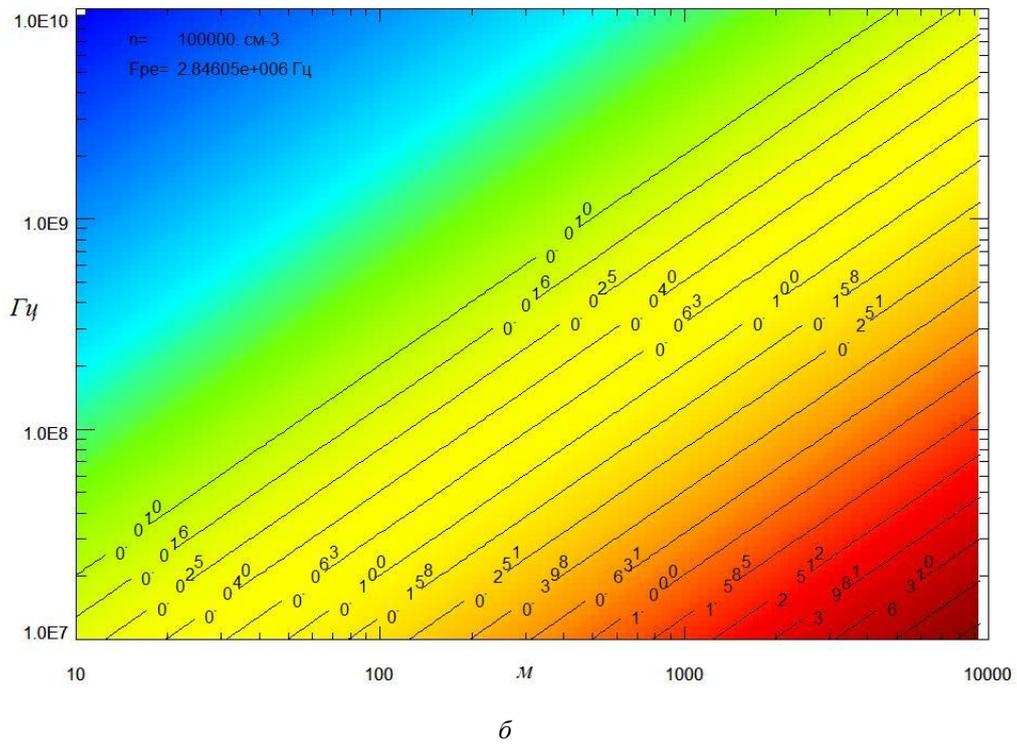
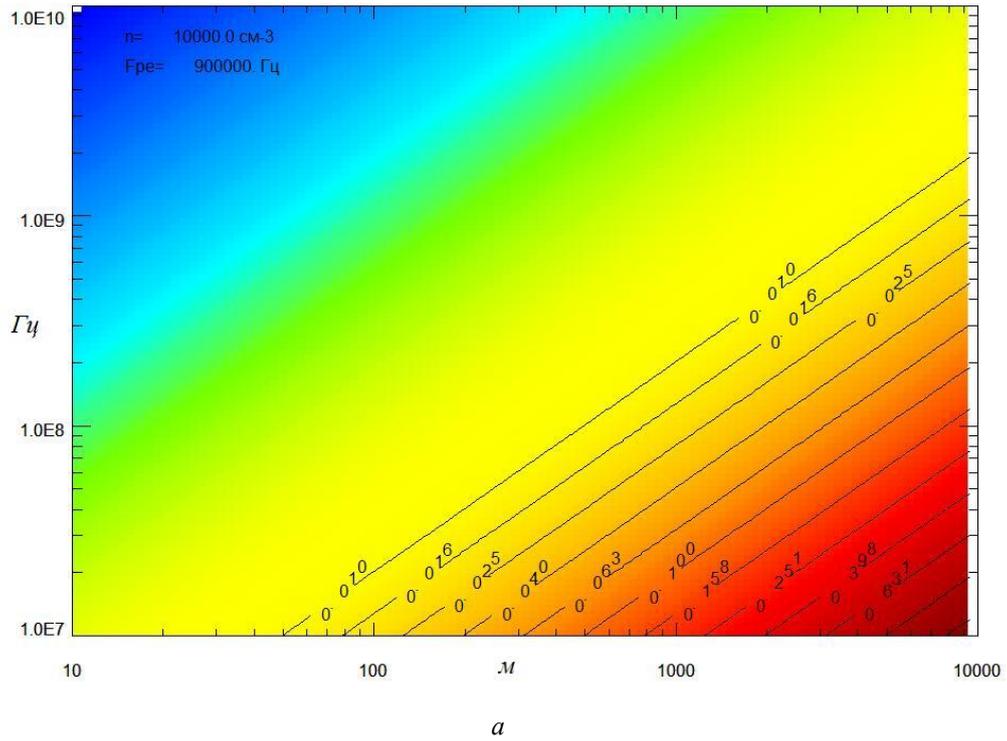


Рис. 1. Разница набега фаз между сигналами с частотой f и частотой $2f$.
 По горизонтали отложено расстояние между передающим и принимающим сигналами спутников.
 По вертикали отложена частота f . Изолиниями и цветом показана разность фаз между
 сигналами в долях от π : а – для концентрации плазмы для 10^4 см^{-3} ;
 б – для 10^5 см^{-3} ; n – концентрация плазмы; $f_{pe}(F_{pe})$ – плазменная частота

Из рис. 1 видно, что при точности определения разности фаз $0,025\pi$ можно определить концентрацию плазмы 10^4 см^{-3} на частоте 10^7 Гц при расстоянии между спутниками ~ 100 м и более, а на частоте 10^8 Гц – при расстоянии 1 км и более. При плотности плазмы 10^5 см^{-3} концентрацию на этих частотах можно будет определять на расстоянии 100 м и более для 100 МГц. На частоте 10 МГц расчёты не вполне корректны, поскольку использовалось приближение, что частота намного больше циклотронной и плазменной частоты. При концентрации 10^5 см^{-3} плазменная частота будет составлять 2,8 МГц.

Результаты расчётов показывают, что возможно подобрать частоту f_1 так, что при небольших расстояниях между спутниками можно определить среднюю концентрацию плазмы в ионосфере.

Используя этот же принцип, можно оценить чувствительность метода на изменения средней вдоль луча плотности плазмы. Были проведены расчёты, насколько изменится разность фаз между сигналами с частотами, отличающимися в два раза, при незначительном изменении плотности. На рис. 2 приведены результаты расчётов разницы фаз в зависимости от расстояния (ось X) и относительного изменения плотности $\Delta n/n$. На рис. 2 показаны расчёты для плотности плазмы 10^5 см^{-3} и основной частоты сигнала 100 МГц. Из рис. 2 видно, что если принимать чувствительность приёмника по фазе около $0,025\pi$, то относительное изменение средней плотности плазмы вдоль луча распространения 10% можно будет зафиксировать на расстоянии ~ 1 км и более. Это говорит о том, что вышеописанным методом на КА, разнесённых друг относительно друга на расстояние от сотен метров до нескольких километров, можно не только определять среднюю плотность плазмы на линии «спутник-спутник», но и быстрые её изменения с точностью $\Delta n/n$ в 10% и выше.

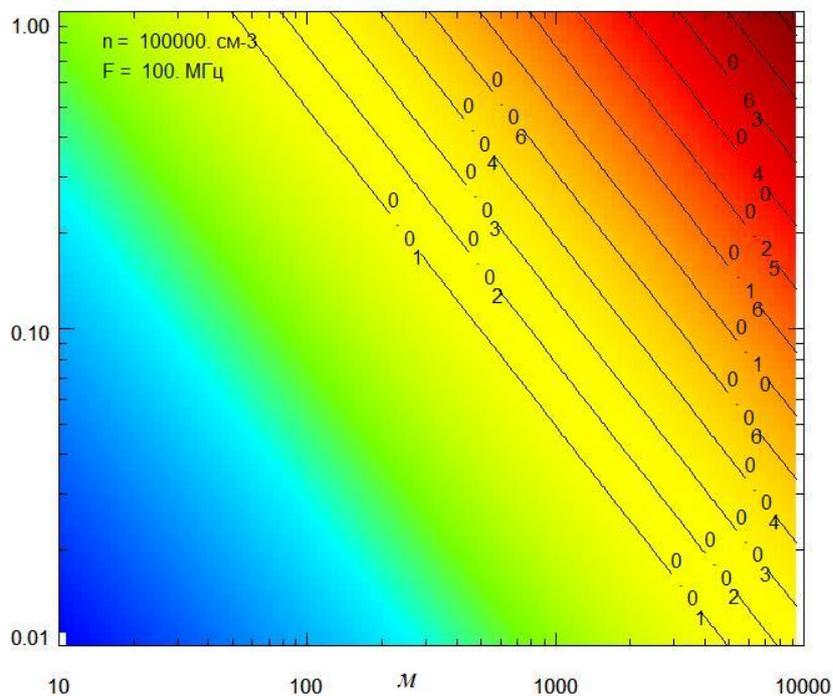


Рис. 2. Зависимость разницы набега фаз между сигналами с частотой f и частотой $2f$ в зависимости от относительного изменения плотности плазмы и расстояния между спутниками при плотности плазмы 10^5 см^{-3} и частоте основного сигнала $f_1(F) = 100$ МГц.

Изолиниями и цветом показана разность фаз в π

Антенна

На КА предпочтительнее выбрать небольшие антенны. Для наилучшей передачи сигнала предпочтительней иметь антенну длиной $\lambda/2$. Для излучения с частотой 10^8 Гц это составляет 1,5 м. Размер антенны накладывает определённые ограничения на размер КА. Такую антенну проблематично установить на кубсат формата 1U, поэтому предлагается использовать КА малой размерности формата 3U или более. Для излучения на удвоенной частоте эта антенна не подойдёт, т. к. её длина будет равняться длине волны и излучение будет неэффективным. Для удвоенной частоты необходимо иметь вторую антенну вдвое меньшей длины. Однако в таком случае необходимо учитывать взаимное влияние антенн, что требует дальнейшей проработки.

Рассмотрим вопрос чувствительности приёмной антенны: на каком расстоянии между приёмником и передатчиком напряжённости поля волны будет достаточно для извлечения сигнала из приёмной антенны [10]? Для диполя в виде уголкового антенны Пистолькорса действующая высота полуволнового диполя будет равна $h_d = \frac{1}{2} \cdot \frac{\lambda}{\pi}$ [1].

Минимальная напряжённость электрического поля для уверенного приёма определяются формулой $E_{\min} = \frac{2G}{h_d} \sqrt{\Delta f}$, где Δf при добротности $Q=100$ для частоты $f_1 = 100$ МГц будет равняться 1 МГц, чувствительность приёмника G примем равной $10^{-7} \text{ В/Гц}^{1/2}$. Тогда минимальная напряжённость электрического поля E_{\min} на антенне должна быть ~ 40 мкВ/м.

Для симметричного диполя:

$$E \left(\frac{\text{мкВ}}{\text{м}} \right) = \frac{6700 \sqrt{P_u (\text{Вт})}}{r (\text{км})}.$$

На рис. 3 приведены результаты расчётов максимального расстояния уверенного приёма сигнала для мощности излучателя $P_u = 2$ Вт. Такую мощность передатчика можно обеспечить на аппаратах класса кубсат формата от 3U и выше. По горизонтальной оси расположена частота, по вертикальной – максимальное расстояние приёма. Область уверенного приёма сигнала для частоты 100 МГц находится на расстояниях меньше 20 км. Это расстояние достаточно для задач по измерению малых неоднородностей в ионосфере и для мониторинга плотности плазмы на околоземных высотах на близколетящих спутниках. С увеличением частоты максимальное расстояние уменьшается, и если использовать частоту, например 10 ГГц, то необходимо увеличивать мощность передатчика.

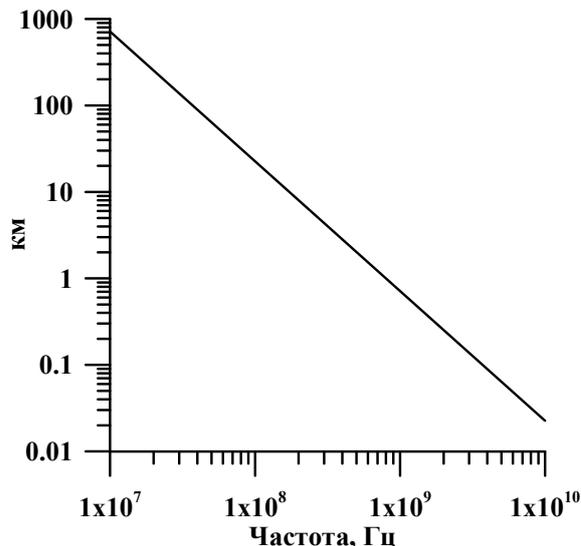


Рис. 3. Максимальное расстояние, на котором принимающий спутник сможет зафиксировать сигнал от передающего спутника в зависимости от частоты сигнала f_1

Заключение

Ионосферная плазма, являясь неоднородной, диспергирующей и нелинейной средой, оказывает существенное влияние на свойства радиоволн в широком диапазоне частот. Изучение вопросов распространения радиоволн в таких сложных средах составляет одну из важнейших проблем радиофизики. С другой стороны, при распространении в ионосфере наблюдаются различные эффекты взаимодействия радиоволн со средой, что позволяет установить связь между параметрами этой среды и характеристиками радиосигналов.

В данной работе предлагается исследовать концентрацию плазмы и её неоднородности в ионосфере несколькими сверхмалыми КА с помощью радиофизических подходов. На каждый аппарат необходимо установить излучатель на двух кратных частотах, например 100 и 200 МГц, и приёмник этого излучения от другого аппарата с умножителем или делителем частоты. Показано, что по разности фаз этих двух сигналов возможно определить среднюю концентрацию плазмы вдоль линии «спутник-спутник» и относительную вариацию концентрации с точностью в несколько процентов. Численные расчёты показали, что на расстояниях между КА, начиная от сотен метров, можно определить сдвиг фаз и, следовательно, плотность плазмы. Оценено максимальное расстояние между спутниками при мощности передатчика 2 Вт и показано, что возможно проводить измерения на расстояниях до 100 км.

Предлагаемые в представленной работе подходы могут быть использованы для исследования ионосферных неоднородностей не только естественного происхождения, но и искусственной ионосферной турбулентности [11; 12].

Библиографический список

1. Брюнелли Б.Е., Намгаладзе А.А. Физика ионосферы. М.: Наука, 1988. 528 с.
2. Смирнов В.М. Метод мониторинга ионосферы Земли на основе использования навигационных спутниковых систем. Автореферат дис. ... доктора физико-математических наук. Москва, 2007. 38 с.
3. Мандельштам Л.И., Папалекси Н.Д. Новейшие исследования распространения радиоволн вдоль земной поверхности. М.-Л.: Гостехиздат, 1945. 296 с.
4. Альперт Я.Л. Распространение электромагнитных волн и ионосфера. М.: Наука, 1972. 564 с.
5. Яковлев О.И., Павельев А.Г., Матюгов С.С. Спутниковый мониторинг Земли: радиозатменный мониторинг атмосферы и ионосферы. М.: Либроком, 2010. 208 с.
6. Ungar S.G., Lusignan B.B. A two-satellite microwave occultation system for determining pressure altitude references // *Journal of Applied Meteorology*. 1973. V. 12, Iss. 2. P. 396-403. DOI: 10.1175/1520-0450(1973)012<0396:atmosf>2.0.co;2
7. Яковлев О.И., Гришмановский В.А., Елисеев С.Д., Кучерявенков А.И., Матюгов С.С. Радиопросвечивание атмосферы Земли с помощью двух спутников // Доклады Академии наук СССР. 1990. Т. 315, № 1. С. 101-103.
8. Rangaswamy S. Recovery of atmospheric parameters from the Apollo/Soyuz-ATS-F radio occultation data // *Geophysical Research Letters*. 1976. V. 3, Iss. 8. P. 483-486. DOI: 10.1029/GL003i008p00483
9. Вилков И.А., Матюгов С.С., Яковлев О.И. Флуктуации амплитуды при радиопросвечивании атмосферы Земли на трассе спутник-спутник // *Радиотехника и электроника*. 1993. Т. 38, № 5. С. 795-803.
10. Мареев Е.А., Чугунов Ю.В. Антенны в плазме. Нижний Новгород: ИПФ АН СССР, 1991. 231 с.

11. Чернышов А.А., Чугунин Д.В., Могилевский М.М., Моисеенко И.Л., Ильясов А.А., Вовченко В.В., Пулинец С.А., Клименко М.В., Захаренкова И.Е., Костров А.В., Гушин М.Е., Коробков С.В. Подходы к исследованию мультимасштабной структуры ионосферы с использованием наноспутников // Геомагнетизм и Аэрономия. 2016. Т. 56, № 1. С. 77-85. DOI: 10.7868/S0016794016010041

12. Чернышов А.А., Чугунин Д.В., Могилевский М.М., Моисеенко И.Л., Костров А.В., Гушин М.Е., Коробков С.В., Янин Д.В. Изучение неоднородной структуры ионосферы при помощи одновременных измерений наноспутниками стандарта CubeSat // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 443-449. DOI 10.17586/0021-3454-2016-59-6-443-449

USE OF ULTRA-SMALL SPACE VEHICLES FOR STUDYING NEAR-EARTH PLASMA BY RADIOPHYSICAL METHODS

© 2019

D. V. Chuginin Junior Researcher;
Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences; Moscow;
Russian Federation;
dimokch@iki.rssi.ru

A. A. Chernyshov Candidate of Science (Physics and Mathematics), Senior Researcher;
Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow,
Russian Federation;
achernyshov@iki.rssi.ru

M. M. Mogilevsky Candidate of Science (Physics and Mathematics), Leading Researcher;
Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow,
Russian Federation;
mogilevsky2012@gmail.com

I. L. Moiseenko Junior Researcher;
Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow,
Russian Federation;
moiseenko.irine@gmail.com

A. A. Petrukovich Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Director;
Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow,
Russian Federation;
apetruko@iki.rssi.ru

The paper shows the possibility to measure plasma density and its fluctuations in the ionosphere on ultra-small space spacecraft using radiophysical methods that allow determining the characteristics of the medium through which radiation is transmitted. It is assumed that each spacecraft will have a navigational satellite receiver, as well as a device for emitting and detecting a signal at two multiple frequencies in the radio band. With this approach, information on plasma density is contained in the received phase difference. Radio receivers and radio transmitters on satellites constantly exchange radio signals and then it is possible to determine the electron concentration and its fluctuations from the phase shift. The authors obtained numerical estimates of the resulting phase difference for different frequencies from 10 MHz to 10 GHz with typical ionospheric parameters depending on the distance between the satellites. Calculations were also made to determine the maximum distance between satellites at which it is possible to receive a signal, provided that the transmitter power is 2 watts.

Small satellites; ionosphere; near-Earth plasma; radiophysical methods.

Citation: Chuginin D.V., Chernyshov A.A., Mogilevsky M.M., Moiseenko I.L., Petrukovich A.A. Use of ultra-small space vehicles for studying near-Earth plasma by radiophysical methods. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 154-162. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-154-162

References

1. Bryunelli B.E., Namgaladze A.A. *Fizika ionosfery* [Physics of ionosphere]. Moscow: Nauka Publ., 1988. 528 p.
2. Smirnov V.M. *Metod monitoringa ionosfery Zemli na osnove ispol'zovaniya navigatsionnykh sputnikovykh system. Avtoreferat dis. ... doktora fiziko-matematicheskikh nauk* [Method of monitoring the Earth's ionosphere based on the use of navigational satellite systems. Extended abstract of Doctoral Dissertation (Physics and Mathematics)]. Moscow, 2007. 38 p.
3. Mandel'shtam L.I., Papaleksi N.D. *Noveyshie issledovaniya rasprostraneniya radiovoln vdol' zemnoy poverkhnosti* [Recent studies of the propagation of radio waves along the Earth's surface]. M.-L.: Gostekhizdat Publ., 1945. 296 p.
4. Al'pert Ya.L. *Rasprostraneniye elektromagnitnykh voln i ionosfera* [Propagation of electromagnetic waves and ionosphere]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 564 p.
5. Yakovlev O.I., Pavel'ev A.G., Matyugov S.S. *Sputnikovyy monitoring Zemli: radioozatmennyy monitoring atmosfery i ionosfery* [Satellite monitoring of the Earth: radio occultation monitoring of the atmosphere and ionosphere]. Moscow: Librocom Publ., 2010. 208 p.
6. Ungar S.G., Lusignan B.B. A two-satellite microwave occultation system for determining pressure altitude references. *Journal of Applied Meteorology*. 1973. V. 12, Iss. 2. P. 396-403. DOI: 10.1175/1520-0450(1973)012<0396:atmosf>2.0.co;2
7. Yakovlev O.I., Grishmanovskiy B.A., Eliseyev S.D., Kucheryavenkov A.I., Matyugov S.S. Radio sounding of the Earth's atmosphere using two satellites. *Doklady Akademii Nauk SSSR*. 1990. V. 315, Iss. 1. P. 101-103. (In Russ.)
8. Rangaswamy S. Recovery of atmospheric parameters from the Apollo/Soyuz-ATS-F radio occultation data. *Geophysical Research Letters*. 1976. V. 3, Iss. 8. P. 483-486. DOI: 10.1029/GL003i008p00483
9. Vilkov I.A., Matyugov S.S., Yakovlev O.I. Amplitude fluctuation in radio inspection of the Earth atmosphere from the satellite-satellite route. *Radiotekhnika i Elektronika*. 1993. V. 38, no. 5. P. 795-803. (In Russ.)
10. Mareyev E.A., Chugunov Yu.V. *Antenny v plazme* [Plasma antennas]. Nizhny Novgorod: IPF AN SSSR Publ., 1991. 231p.
11. Chernyshov A.A., Chuginin D.V., Mogilevsky M.M., Moiseenko I.L., Ilyasov A.A., Vovchenko V.V., Pulinets S.A., Klimenko M.V., Zakharenkova I.E., Kostrov A.V., Gushchin M.E., Korobkov S.V. Approaches to studying the multiscale ionospheric structure using nanosatellites. *Geomagnetism and Aeronomy*. 2016. V. 56, Iss. 1. P. 72-79. DOI: 10.1134/S0016793216010047
12. Chernyshov A.A., Chuginin D.V., Mogilevsky M.M., Moiseenko I.L., Kostrov A.V., Gushchin M.E., Korobkov S.V., Yanin D.V. Study of inhomogeneous structure of the ionosphere using simultaneous measurements by nanosatellites of CubeSat standard. *Izvestiya vuzov. Priborostroenie*. 2016. V. 59, Iss. 6. P. 443-449. DOI 10.17586/0021-3454-2016-59-6-443-449. (In Russ.)

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТРОЙСТВА ГАЗОВОЙ ШТАМПОВКИ С ПОРШНЕВЫМ МУЛЬТИПЛИКАТОРОМ ДАВЛЕНИЯ

© 2019

А. Ю. Боташев доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная гуманитарно-технологическая академия, г. Черкесск;
botashev11@mail.ru

Р. А. Байрамуков аспирант кафедры «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная гуманитарно-технологическая академия, г. Черкесск;
melov.mel@mail.ru

Во многих отраслях промышленности значительна доля мелкосерийных производств. В этих условиях по сравнению с традиционными методами обработки давлением более эффективны импульсные методы обработки давлением, одной из разновидностей которых является газовая штамповка. Однако известные устройства газовой штамповки обеспечивают штамповку в основном тонкостенных деталей. Для расширения технологических возможностей газовой штамповки разработано устройство газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления, в котором нагрев и деформирование штампуемой заготовки осуществляется за счёт энергии сгорания топливных смесей в камере сгорания, в рабочем цилиндре и в полости матрицы. Исследуется рабочий процесс этого устройства. Проведён теоретический анализ рабочего процесса и в результате определена закономерность изменения в рабочем цилиндре давления газа, осуществляющего процесс штамповки. Установлено, что в конечной стадии процесса штамповки за счёт энергии сгорания топливной смеси давление в рабочем цилиндре увеличивается в 1,5...2 раза, что позволяет значительно увеличить толщину штампуемых деталей. Разработано экспериментальное устройство газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления. Проведённые исследования подтвердили основные результаты теоретического анализа: расхождение теоретических и экспериментальных значений степени мультипликации давления в рабочем цилиндре не превышает 11%.

Газовая штамповка; поршневой мультипликатор давления; рабочий цилиндр; камера сгорания; топливная смесь.

Цитирование: Боташев А.Ю., Байрамуков Р.А. Теоретические и экспериментальные исследования устройства газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 163-173.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-163-173

Введение

Во многих отраслях промышленности значительна доля мелкосерийных производств [1], и в этих условиях более эффективны импульсные методы штамповки [2]. Применительно к обработке листового материала различают штамповку гидровзрывную [3], электрогидравлическую [4], газодетанационную [5] и газовую [6]. В этих методах, за исключением газовой, процесс штамповки осуществляется в холодном состоянии заготовки. При этом ввиду ограниченной пластичности заготовок штамповка деталей сложной формы производится за несколько технологических переходов, что значительно повышает себестоимость производства штампованных изделий. Нагрев заготовки позволяет получать детали сложной формы за одну технологическую операцию. Поэтому детали сложной формы целесообразно производить с нагревом заготовки. Известен метод газотермической формовки [7], в котором нагрев и деформирование

штампуемой заготовки осуществляется длительным воздействием на неё горячего инертного газа. Однако он является чрезмерно дорогостоящим из-за большого расхода энергоносителя. В устройствах газодетонационной штамповки многократным воздействием на листовую заготовку детонационной волны можно обеспечить существенный нагрев заготовки [8], но повышается себестоимость производимых изделий из-за большого расхода энергоносителя. Известны также устройства газовой штамповки с двухсторонним нагревом заготовки [9], в которых нагрев и деформирование листовой заготовки производится воздействием продуктов сгорания газозвушных смесей. Однако эти устройства обеспечивают штамповку лишь тонкостенных деталей.

Таким образом, известные конструкции устройств газовой штамповки имеют ограниченные технологические возможности. Поэтому создание новых конструкций, обеспечивающих расширение технологических возможностей газовой штамповки, является актуальной задачей. Для её решения разработано устройство газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления [10].

Постановка задачи

Целью данной работы является разработка базы для обеспечения проектирования устройств газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления. Для достижения этой цели проведены теоретическое и экспериментальное исследования рабочего процесса устройства газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления. Схема устройства газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления представлена на рис. 1. Устройство содержит корпус 1 и матрицедержатель 2, соединённые между собой при помощи болтов 3 и гаек 4. В матрицедержателе 2 помещена матрица 5. В корпус 1 размещены рабочий цилиндр 6 с поршнем 7 и камера сгорания 8, которые снабжены впускными клапанами 9, 10, выпускными клапанами 11, 12 и свечами зажигания 13, 14. Матрица 5 снабжена впускным клапаном 15, выпускным клапаном 16 и свечой зажигания 17. На торце корпуса 1 расположена кольцевая полость 18 с кольцевым поршнем 19, служащим прижимом заготовки 20.

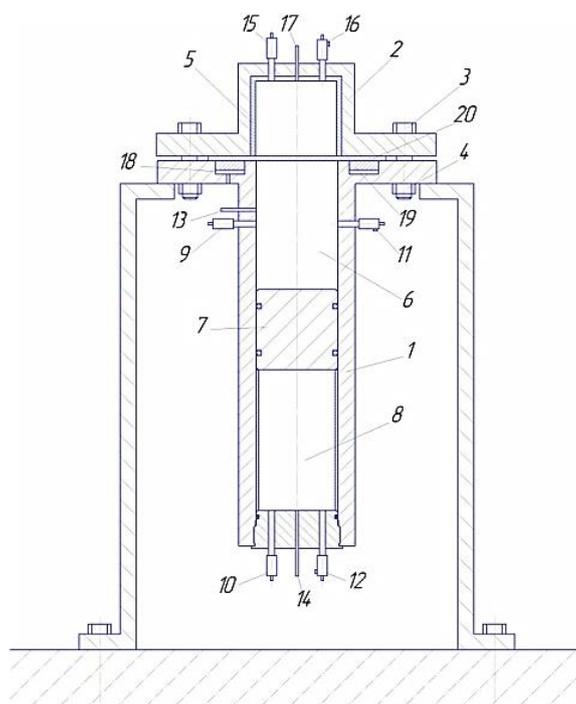


Рис. 1. Схема устройства газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления

Работа устройства осуществляется следующим образом. Через впускные клапаны 9, 10, 15 в рабочий цилиндр 6, камеру сгорания 8 и полость матрицы 5 подаётся горючий газ, а затем сжатый воздух, в результате чего в них образуются топливные смеси стехиометрического состава. В рабочем цилиндре 6 и камере сгорания 8 устанавливается одинаковое давление топливной смеси, а в полости матрицы 5 ее давление в 2-3 раза ниже. Топливные смеси в рабочем цилиндре 6 и матрице 5 одновременно поджигаются при помощи свеч 13, 17. В результате их сгорания давление в рабочем цилиндре 6 и матрице 5 многократно увеличивается, при этом давление в рабочем цилиндре в 2...3 раза превышает давление в матрице 5. Под действием этой разности давлений происходит вытяжка заготовки 20 в полость матрицы. На определённой глубине матрицы вытяжка заготовки прекращается из-за сжатия газа в ней. В этом положении заготовка в течение 0,5...1,5 с интенсивно нагревается воздействием продуктов сгорания. Затем при помощи свечи 14 поджигается топливная смесь в камере сгорания 8, в результате чего давление в ней многократно повышается. Под действием этого давления поршень 7 перемещается и сжимает газ в рабочем цилиндре 6. При этом давление и температура газа интенсивно повышаются. Это обеспечивает дальнейший нагрев заготовки до достижения заданной температуры. После этого открывается выпускной клапан 16 и газ выходит из полости матрицы 5. При этом под действием давления газа в рабочем цилиндре 6 заготовка, деформируясь, заполняет всю полость матрицы 5 – процесс штамповки завершается.

Таким образом, процесс штамповки проводится в два этапа. На первом этапе нагрев и деформирование заготовки осуществляется за счёт энергии сгорания топливной смеси в рабочем цилиндре. Второй этап осуществляется за счёт энергии сгорания топливной смеси в камере сгорания. Рассмотрим рабочий процесс устройства на каждом этапе в отдельности.

Решение задачи

Первый этап. В начале первого этапа происходит сгорание топливной смеси в рабочем цилиндре. При этом заготовка деформируется в направлении матрицы в форме шарового сегмента, что вызывает сравнительно небольшое увеличение объёма рабочего цилиндра. Однако для упрощения расчёта будем считать, что процесс сгорания совершается при неизменном объёме, а затем продукты сгорания адиабатически расширяются в объёме шарового сегмента.

Тогда на основании известных соотношений адиабатического процесса [11] можно записать:

$$P_u = P_z \left(\frac{V_u + V_c}{V_u} \right)^k = \left(1 + \frac{V_c}{V_u} \right)^k, \quad (1)$$

где P_u – давление продуктов сгорания в рабочем цилиндре, Па; P_z – давление продуктов сгорания при сгорании в постоянном объёме, Па; V_c, V_u – соответственно объёмы шарового сегмента и рабочего цилиндра, м³; k – показатель адиабаты.

Давление P_z определяется как

$$P_z = \lambda P_c, \quad (2)$$

где P_c – давления топливной смеси, Па; λ – степень повышения давления при сгорании топливной смеси при постоянном давлении.

Отношение объёмов V_c/V_u составляет 0,05...0,06, поэтому максимальное давление продуктов сгорания в рабочем цилиндре отличается от P_z всего на 7...8%.

После завершения процесса сгорания топливной смеси происходит нагрев заготовки под воздействием продуктов сгорания. В течение этого процесса абсолютная температура продуктов сгорания в рабочем цилиндре снижается от T_z до T_{u1} .

Величина T_z определяется следующей зависимостью:

$$T_z = T_c \lambda, \quad (3)$$

где T_z – абсолютная температура продуктов сгорания (составляет 2100...2500 К); T_c – абсолютная температура топливной смеси, К. Уменьшение температуры продуктов сгорания обусловлено конвективным теплообменом с заготовкой и со стенками рабочего цилиндра.

Согласно уравнению конвективного теплообмена Ньютона-Рихмана [11] можно записать:

$$dQ = \alpha F (t_z - t_3) d\tau, \quad (4)$$

где Q – количество теплоты, теряемой газом, Дж; α – осреднённый коэффициент теплоотдачи, Вт/(м² К); F – площадь тепловоспринимающих поверхностей заготовки и рабочего цилиндра, м²; t_z, t_3 – соответственно температуры газа и заготовки, °С;

В процессе нагрева заготовки величины α и F существенно не изменяются, а разность температур $t_z - t_3$ изменяется по экспоненциальному закону [12]. Поэтому количество теплоты, передаваемой газом, и температура газа изменяются по экспоненциальному закону. Однако за время нагрева заготовки абсолютная температура газа уменьшается всего в 2...2,5 раза. Поэтому будем считать, что изменение температуры газа в цилиндре происходит по линейному закону. В процессе нагрева заготовки объём цилиндра практически не изменяется, поэтому давление газа в нём изменяется пропорционально температуре.

Тогда закон изменения давления в рабочем цилиндре в период нагрева заготовки можно представить в следующем виде:

$$P_u(\tau) = P_u \left(1 - \beta \frac{\tau}{\tau_z} \right), \quad (5)$$

где τ_z – длительность процесса горения топливной смеси в рабочем цилиндре, с; τ – время, с; β – безразмерный коэффициент, определяемый экспериментально.

Второй этап. На втором этапе процесса штамповки характер изменения давления в рабочем цилиндре и камере сгорания существенно зависит от способа зажигания топливной смеси в камере сгорания. Закономерности рабочего процесса, совершающегося в рабочем цилиндре при форкамерно-факельном зажигании топливной смеси в камере сгорания, изложены в известных работах. Рассмотрим закономерности рабочего процесса при искровом зажигании в камере сгорания.

При горении топливной смеси в камере сгорания поршень начинает перемещаться, сжимая газ в рабочем цилиндре. Определим увеличение давления в рабочем цилиндре, обусловленное перемещением поршня. Пусть к моменту остановки поршня объём

камеры сгорания увеличивается на ΔV и соответственно на столько же уменьшается объём рабочего цилиндра. Будем считать, что весь процесс горения в камере сгорания происходит при постоянном объёме. Тогда давление продуктов сгорания будет равно P_z , которое определяется по зависимости (2). Затем продукты сгорания адиабатически расширяются в объёме ΔV .

Тогда можно записать:

$$P_z V_k^k = P_k (V_k + \Delta V)^k, \quad (6)$$

где P_k – давление в камере сгорания в конце движения поршня, Па; V_k – начальный объём камеры сгорания, м³.

Из уравнения (6) получим

$$P_k = P_z \left(\frac{V_k}{V_k + \Delta V} \right)^k. \quad (7)$$

В процессе движения поршня продукты сгорания в рабочем цилиндре сжимаются. Считая этот процесс адиабатическим, запишем:

$$P_{u1} V_u^k = P_{u2} (V_u - \Delta V)^k, \quad (8)$$

где P_{u1}, P_{u2} – соответственно давление в рабочем цилиндре перед началом и в конце движения поршня, Па; V_u – начальный объём рабочего цилиндра, м³.

Отсюда получим

$$P_{u2} = P_{u1} \left(\frac{1}{1 - \Delta V / V_u} \right)^k. \quad (9)$$

При остановке поршня давление в цилиндре равно давлению в камере сгорания

$$P_{u2} = P_k. \quad (10)$$

Тогда из (7) – (9) после соответствующих преобразований получим:

$$\frac{V}{V_u} = \frac{\mathcal{G}_k \left(\Pi^{\frac{1}{k}} - 1 \right)}{1 + \mathcal{G}_k \Pi^{\frac{1}{k}}}, \quad (11)$$

$$\Pi = \frac{P_z}{P_{u1}}, \quad \mathcal{G}_k = \frac{V_k}{V_u}, \quad (12)$$

где Π – соотношение давлений в камере сгорания и рабочем цилиндре в начале второго этапа процесса штамповки; \mathcal{G}_k – относительный объём камеры сгорания, м³.

Подставляя в (9) значение $\Delta V/V_u$ из (11), получим зависимости для определения максимального давления газа в рабочем цилиндре и степень мультипликации давления:

$$P_{u2} = P_{u1} \left(\frac{1 + \mathcal{G}_k \Pi^{\frac{1}{k}}}{1 + \mathcal{G}_k} \right)^k, \quad (13)$$

$$\Pi_1 = \frac{P_{u2}}{P_{u1}} = \left(\frac{1 + \mathcal{G}_k \Pi^{\frac{1}{k}}}{1 + \mathcal{G}_k} \right)^k, \quad (14)$$

где Π_1 – степень мультипликации давления в рабочем цилиндре.

Увеличение давления газа в рабочем цилиндре сопровождается повышением его температуры, при этом степень повышения температуры определяется следующей зависимостью:

$$\bar{T}_u = \frac{T_{u2}}{T_{u1}} = \left(\frac{P_{u2}}{P_{u1}} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \Pi_1^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{1 + \mathcal{G}_k \Pi^{\frac{1}{k}}}{1 + \mathcal{G}_k} \right)^{(k-1)}, \quad (15)$$

где T_{u1}, T_{u2} – абсолютные температуры газа в начале и в конце движения поршня, К.

Результаты решения

Из (14) следует, что степень мультипликации давления Π_1 зависит от относительного объёма камеры сгорания \mathcal{G}_k и соотношения давлений Π . На рис. 2 представлены графики этой зависимости. Как видно из графиков, в диапазоне значений \mathcal{G}_k от 0 до 1 величина Π_1 интенсивно повышается. Поэтому величина \mathcal{G}_k должна быть не менее 1. Однако увеличение в \mathcal{G}_k более 2 нерационально, так как это увеличивает габариты устройства для штамповки и уменьшает его экономичность. Поэтому рациональные значения \mathcal{G}_k находятся в пределах от 1 до 2.

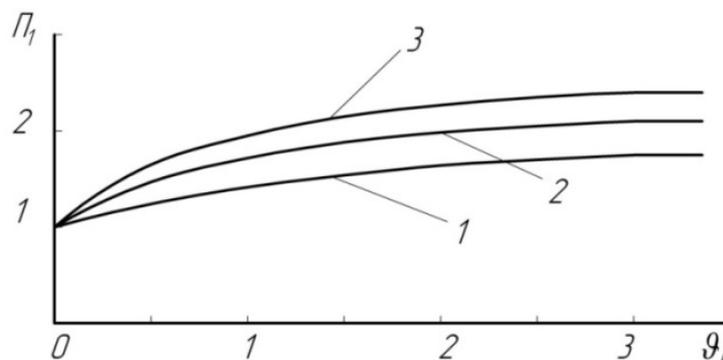


Рис. 2. Зависимость степени мультипликации давления в рабочем цилиндре от \mathcal{G}_k при различных значениях Π :
1 – $\Pi=2$; 2 – $\Pi=2,5$; 3 – $\Pi=3$

Степень мультипликации давления P_1 существенно зависит от начального соотношения давлений камеры сгорания и рабочего цилиндра, то есть от значения P . Диапазон изменения P находится в пределах 2...3 [10]. В этом диапазоне значений P при значениях g_k от 1 до 2 величина P_1 составляет 1,4...2,3, то есть давление в рабочем цилиндре увеличивается в 1,4...2,3 раза. При этом, согласно (15), абсолютная температура продуктов сгорания увеличивается в 1,1...1,2 раза.

На рис. 3 представлен график изменения давления в рабочем цилиндре на первом и втором этапах процесса штамповки. На первом этапе за время горения топливной смеси τ_z давление в рабочем цилиндре увеличивается от P_c до P_z , после чего в процессе нагрева заготовки давление монотонно снижается до $P_{ц1}$. Затем в начале второго этапа происходит интенсивный рост давления до достижения давления $P_{ц2}$, и в дальнейшем давление в рабочем цилиндре монотонно снижается.

Для оценки достоверности результатов теоретического анализа рабочего процесса устройства газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления и для практической апробации данного типа устройства были проведены экспериментальные исследования. Для этого по схеме, показанной на рис. 1, было разработано и создано экспериментальное устройство со следующими характеристиками:

максимальный диаметр обрабатываемых заготовок, мм	250;
максимальная толщина обрабатываемых заготовок, мм	2;
габаритные размеры устройства, м	1250×600×300;
диаметр рабочего цилиндра, мм	160;
объем рабочего цилиндра, м ³	0,0046;
объем камеры сгорания, м ³	0,0069.

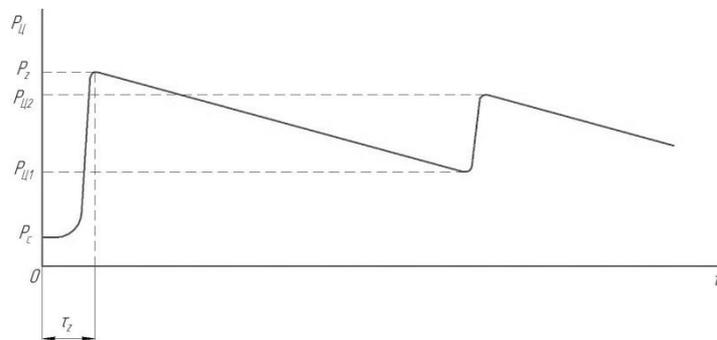


Рис. 3. Характер изменения давления в рабочем цилиндре на первом и втором этапах процесса штамповки

Эксперименты проводились следующим образом. Рабочий цилиндр и камера сгорания наполнялись топливными смесями одинакового давления, которое варьировалось в пределах 0,5...0,7 МПа. В полости матрицы давление топливной смеси устанавливалось в два раза меньшим, чем в рабочем цилиндре. Давление топливных смесей и их компонентов контролировалось образцовыми манометрами класса 0,4. Зажигание топливных смесей в рабочем цилиндре и матрице производилось одновременно. Длительность процесса нагрева заготовки, которая равна промежутку времени между зажиганием топливной смеси в рабочем цилиндре и камере сгорания, варьировалась в пределах 0,5...1,5 с.

Для осциллографирования изменения давления в рабочем цилиндре использовался датчик избыточного давления «Курант ДИ», имеющий следующие характеристики:

диапазон давлений 0...16 МПа, класс точности 0,25%, выходной сигнал 4÷20 мА, диапазон частот 0...3000 Гц. Сигнал от датчика давления передавался через резистор 990 Ом аналоговому осциллографу модели ATTEN ADS1062C.

На рис. 4 представлена одна из осциллограмм изменения давления в рабочем цилиндре в процессе штамповки при давлении топливной смеси 0,6 МПа. На рис. 4 CurA – напряжение до подачи топливной смеси в рабочий цилиндр, В; CurB – максимальное напряжение при горении топливной смеси, В; ΔU – разность между CurA и CurB, В. На осциллограмме имеются вертикальные пунктирные линии, позволяющие определить масштаб времени. На осциллограмме расстояние между соседними линиями соответствует 500 мс. Осциллограмма имеет два пика. Первый соответствует концу процесса сгорания в рабочем цилиндре, а второй – концу процесса сжатия продуктов сгорания, обусловленного движением поршня под действием давления в камере сгорания.



Рис. 4. Осциллограмма изменения давления в рабочем цилиндре на первом и втором этапах процесса штамповки при $P_c = 0,6$ МПа

Из представленной осциллограммы и других осциллограмм, полученных в ходе экспериментов, следует, что время сгорания топливной смеси в рабочем цилиндре составляет около 0,1 с, а степень повышения давления $\lambda = P_z/P_c$ составляет 6,2...6,5. Эти значения λ на 10...12% ниже приводимых в литературе данных. Это обусловлено малостью объёма рабочего цилиндра экспериментального устройства, некоторым увеличением его объёма в процессе горения топливной смеси.

Ниспадающая часть осциллограммы, расположенная между пиками, свидетельствует о том, что после окончания процесса сгорания топливной смеси в рабочем цилиндре давление в нём непрерывно уменьшается. Этот график снижения давления без большой погрешности может быть заменён прямой, соответствующей (5). Анализ полученных осциллограмм показал, что коэффициент β , входящий в (5), составляет 0,05...0,07.

Второй пик осциллограммы свидетельствует о том, степень мультипликации давления в цилиндре составляет 1,47. К моменту начала второго пика давление снизилось в два раза, поэтому в данном случае $\Pi = 2$. Относительный объём камеры сгорания экспериментального устройства составляет 1,5, то есть $\mathcal{V}_k = 1,5$. Из представленных на рис. 2 графиков следует, что при $\Pi = 2$ и $\mathcal{V}_k = 1,5$ степень мультипликации составляет 1,6. Следовательно расхождение теоретических и экспериментальных значений степени мультипликации составляет около 8%.

Осциллограммы, полученные при давлении топливной смеси 0,7 МПа, аналогичны. По ним средняя величина степени мультипликации составила 1,42, что отличается от теоретического значения на 11%.

Таким образом, исходя из полученных осциллограмм, можно заключить, что при $P = 2$ и $\vartheta_k = 1,5$ за счёт сжатия поршнем газа в рабочем цилиндре давление в нём увеличивается в 1,42...1,47 раза, что удовлетворительно согласуется с результатами теоретического анализа. Кроме того, в целом формы полученных осциллограмм близки к форме графика изменения давления в рабочем цилиндре, представленного на рис. 3. Это свидетельствует о том, что экспериментальные исследования подтвердили достоверность результатов теоретического анализа.

Выводы

В результате сгорания топливной смеси в рабочем цилиндре давление увеличивается в 6,2...6,5 раз; длительность процесса сгорания составляет около 0,1 с.

В период нагрева заготовки изменение давления во времени можно описать линейной зависимостью с коэффициентом 0,05...0,07.

При искровом зажигании топливной смеси в камере сгорания давление газа в рабочем цилиндре в конечной стадии процесса штамповки увеличивается в 1,5...2,3 раза, что позволяет существенно увеличить толщину штампуемых деталей.

Результаты теоретического анализа рабочего процесса устройства газовой штамповки подтверждены экспериментально: расхождение теоретических и экспериментальных значений степени мультипликации давления в рабочем цилиндре не превышает 11%.

Библиографический список

1. Ильин Л.Н., Семенов Е.И. Технология листовой штамповки: учебник для вузов. М.: Дрофа, 2009. 475 с.
2. Бычков С.А., Борисевич В.К., Кривцов В.С., Брагин А.П. О концепции использования технологических критериев для выбора импульсных технологий листовой штамповки // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 11 (47). С. 222-231.
3. Борисевич В.К., Нарыжный А.Г., Молодых С.И. Влияние передающей среды на деформирование и точность детали при импульсной штамповке // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 11 (47). С. 173-181.
4. Тараненко М.Е. Возможности штамповки автокузовных панелей из современных материалов повышенной прочности на электрогидравлических прессах // *Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением*. 2014. № 9. С. 34-40.
5. Сухов В.В. Опыт создания газозрывных систем с многоточечным инициированием детонации метано-кислородной смеси // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 11 (47). С. 182-185.
6. Мусаев А.А. Экспериментальные исследования газовой листовой штамповки на двухкамерном устройстве // *Заготовительные производства в машиностроении*. 2012. № 4. С. 19-23.
7. Яковлев С.С., Яковлев С.П., Чудин В.Н., Соболев Я.А., Трегубов В.И., Ларин С.Н. Изотермическая пневмоформовка анизотропных высокопрочных листовых материалов. М.: Машиностроение, 2009. 352 с.
8. Гладченко А.Л., Ольховский Ю.В. Способ газовой детонационной штамповки: патент РФ № 2042458; опубл. 27.08.1995.

9. Бисилов Н.У. Динамика нагрева заготовки при газовой штамповке // Материалы IX научно-практической конференции «Рациональные пути решения социально-экономических и научно-технических проблем региона». Черкесск: КЧГТА, 2009. С. 104-107.

10. Боташев А.Ю., Байрамукوف Р.А. Разработка и исследование устройства для газовой листовой штамповки с поршневым мультипликатором давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 132-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-132-143

11. Ерофеев В.Л., Семенов П.Д., Пряхин А.С. Теплотехника: учебник для вузов. М.: Академкнига, 2008. 488 с.

12. Плаксин Ю.М., Малахов Н.Н., Ларин В.А. Процессы и аппараты пищевых производств. М.: КолосС, 2007. 760 с.

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF A GAS STAMPING DEVICE WITH A PISTON PRESSURE MULTIPLIER

© 2019

A. Yu. Botashev Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Technological Machines and Materials Processing; North Caucasian State Humanitarian Technological Academy, Cherkessk, Russian Federation; botashev11@mail.ru

R. A. Bayramukov Postgraduate Student of the Department of Technological Machines and Materials Processing; North Caucasian State Humanitarian Technological Academy, Cherkessk, Russian Federation; melov.mel@mail.ru

In many industries, the share of small-scale production plants is significant. In these conditions, compared with traditional methods of pressure treatment, pulse pressure treatment methods, one of the varieties of which is gas stamping, are more efficient. However, the known devices of gas stamping provide mainly stamping of thin-walled parts. To expand the technological capabilities of gas stamping, the authors developed a gas stamping device with a piston pressure multiplier, in which heating and deformation of the stamping workpiece is carried out using the energy of combustion of fuel mixtures in the combustion chamber, in the working cylinder and in the cavity of the matrix. This article is devoted to the study of the workflow of this device. Theoretical analysis of the workflow was carried out, and, as a result, a pattern was determined for the variation of the pressure that performs the stamping process in the working cylinder. In particular, it was found that at the final stage of the stamping process, due to the energy of combustion of the fuel mixture, the pressure in the working cylinder increases 1.5...2 times, which allows a significant increase in the thickness of the parts to be stamped. An experimental gas stamping device with a piston pressure multiplier was developed, and experimental studies were carried out. The studies confirmed the main results of the theoretical analysis: the discrepancy between the theoretical and experimental values of the degree of pressure multiplication in the working cylinder does not exceed 11%.

Gas stamping; piston pressure multiplier; working cylinder; combustion chamber; fuel mixture.

Citation: Botashev A.Yu., Bayramukov R.A. Theoretical and experimental studies of a gas stamping device with a piston pressure multiplier. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 163-173. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-163-173

References

1. Il'in L.N., Semenov E.I. *Tekhnologiya listovoy shtampovki: uchebnik dlya vuzov* [Technology of sheet forming]. Moscow: Drofa Publ., 2009. 475 p.
2. Bychkov S.A., Borisevich V.K., Krivtsov V.S., Bragin A.P. On the concept of using technological criteria for selecting pulsed sheet metal stamping technologies. *Aerospace Technic and Technology*. 2007. No. 11 (47). P. 222-231. (In Russ.)
3. Borisevich V.K., Naryzhnyi A.G., Molodykh S.I. The influence of the transmission medium on the deformation and accuracy of the part during impulsive punching. *Aerospace Technic and Technology*. 2007. No. 11 (47). P. 173-181. (In Russ.)
4. Taranenko M.E. Forming possibilities of internal panel of a car door made of high-strength materials at electrohydraulic presses. *Kuznechno-shtampovnoye proizvodstvo. Obrabotka materialov davleniem*. 2014. No. 9. P. 34-40. (In Russ.)
5. Sukhov V.V. Experience of developing gas explosion systems with multipoint initiation of methane-oxygen mixture detonation. *Aerospace Technic and Technology*. 2007. No. 11 (47). P. 182-185. (In Russ.)
6. Musaev A.A. Experimental studies of gas sheet forming using two-chamber device. *Blanking Production in Mechanical Engineering*. 2012. No. 4. P. 19-23. (In Russ.)
7. Yakovlev S.S., Yakovlev S.P., Chudin V.N., Sobolev Ya.A., Tregubov V.I., Larin S.N. *Izotermicheskaya pnevmoformovka anizotropnykh vysokoprochnykh listovykh materialov* [Isothermal pressure forming of anisotropic high-strength sheet materials]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2009. 352 p.
8. Gladchenko A.L., Ol'khovskiy Yu.V. *Sposob gazovoy detonatsionnoy shtampovki* [Gas detonation stamping method]. Patent RF, no. 2042458, 1995. (Publ. 27.08.1995)
9. Bisilov N.U. Dinamika nagreva zagotovki pri gazovoy shtampovke. *Materialy IX nauchno-prakticheskoy konferentsii «Ratsional'nye puti resheniya sotsial'no-ekonomicheskikh i nauchno-tekhnicheskikh problem regiona»*. Cherkessk: KChGTA Publ., 2009. P. 104-107. (In Russ.)
10. Botashev A.Yu., Bayramukov R.A. Development and research of a device for gas sheet stamping with a piston pressure multiplier. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 132-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-132-143. (In Russ.)
11. Erofeev V.L., Semenov P.D., Pryakhin A.S. *Teplotekhnika: uchebnik dlya vuzov* [Heat engineering: Textbook for high schools]. Moscow: Akademkniga Publ., 2008. 488 p.
12. Plaksin Yu.M., Malakhov N.N., Larin V.A. *Protsessy i apparaty pishchevykh proizvodstv* [Processes and equipment for food production]. Moscow: KolosS Publ., 2007. 760 p.

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ В КОНСТРУКЦИИ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

© 2019

- Ю. С. Елисеев** доктор технических наук, профессор, исполнительный директор;
ОАО «Металлист-Самара»;
metallist@metallist-s.ru
- Д. Г. Федорченко** кандидат технических наук, доцент, главный конструктор;
ОАО «Металлист-Самара»;
dgfedorchenko@yandex.ru
- С. П. Голанов** главный металлург;
ОАО «Металлист-Самара»;
sergey@golanov.ru
- Ю. И. Цыбизов** доктор технических наук, профессор, ведущий конструктор;
ОАО «Металлист-Самара»;
2422490@mail.ru
- Д. Д. Тюлькин** инженер-конструктор;
ОАО «Металлист-Самара»;
tyulkin.dmitriy@gmail.com
- И. Е. Воротынцев** инженер-конструктор;
ОАО «Металлист-Самара»;
vorotintsev15@yandex.ru
- А. В. Ивченко** кандидат технических наук, доцент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
fgrt@yandex.ru

Рассмотрены вопросы внедрения аддитивной технологии селективного лазерного сплавления в производство основных элементов конструкции камеры сгорания для наземных газоперекачивающих, энергетических и транспортных газотурбинных установок. Разработана принципиально новая конструкция малоэмиссионной двухконтурной горелки, адаптированная для изготовления с помощью технологии производства изделий со сложной геометрией посредством селективного лазерного сплавления металлических порошков по математическим САД-моделям. Преодолены технические трудности, сопутствующие реализации аддитивной технологии изготовления. В условиях серийного производства отработана технологическая цепочка от проектирования до изготовления и контроля качества готовых элементов конструкции. Выявлены и устранены недостатки изготовленных деталей по аддитивной технологии. Успешное освоение горелок малоэмиссионной камеры сгорания по новой технологии позволило существенно сократить трудоёмкость и сроки при обеспечении высокого качества.

Газотурбинная установка; малоэмиссионная камера сгорания; малоэмиссионная двухконтурная горелка; аддитивная технология; селективное лазерное сплавление (SLM); малоэмиссионная система горения.

Цитирование: Елисеев Ю.С., Федорченко Д.Г., Голанов С.П., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е., Ивченко А.В. Применение аддитивной технологии селективного лазерного сплавления в конструкции малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 174-183. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183

В настоящее время устанавливаются всё более «жесткие» требования по эмиссии вредных веществ продуктов сгорания эксплуатируемых и вновь разрабатываемых газотурбинных двигателей (ГТД) и газотурбинных установок (ГТУ). На основании поручения Президента РФ по итогам заседания Президиума Госсовета от 27.05.2010 в ПАО «ГАЗПРОМ» утверждена научно-техническая политика, согласно которой должны быть обеспечены перспективные экологические характеристики на 2020 год: NOx не более 25...30 мг/м³ и CO не более 100 мг/м³. Поэтому создание малоэмиссионной системы горения является одной из актуальных задач в газотурбостроении.

На предприятии АО «Металлист-Самара» в порядке реализации программы импортозамещения и импортонезависимости с целью обеспечения экологической безопасности внедряется апробированная в эксплуатации малоэмиссионная система горения. Основным определяющим элементом является универсальная двухконтурная горелка [1], обеспечивающая устойчивое горение предварительно подготовленной «бедной» хорошо перемешанной смеси. Данная горелка представлена на рис. 1.

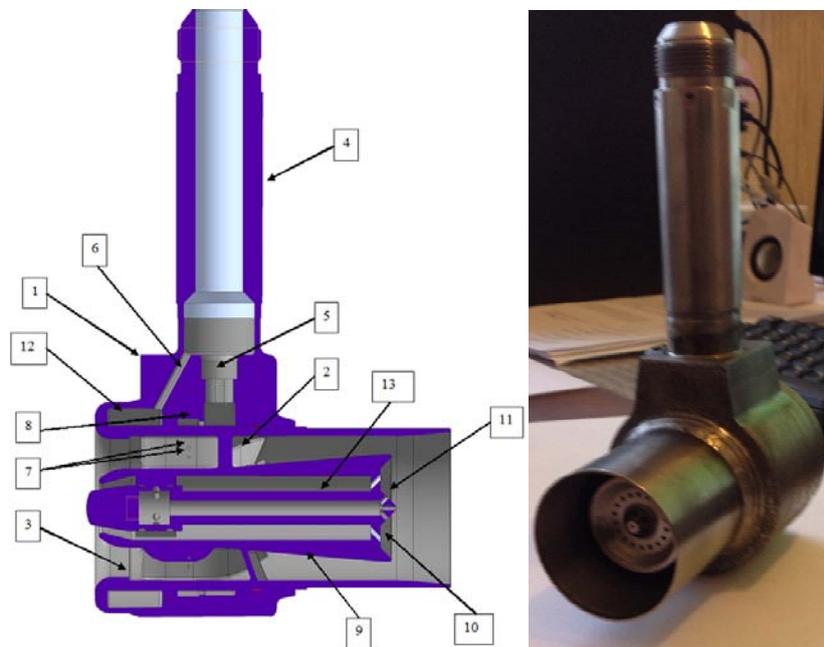


Рис. 1. Компоновка и общий вид двухконтурной горелки малоэмиссионной камеры сгорания

Малоэмиссионная горелка содержит корпус с соплом 1; завихритель с полыми лопатками 2; попутный уступ-турбулизатор 3, расположенный на наружном диаметре воздушного канала на входе перед лопатками завихрителя; шток 4 с каналами 5 и 6 подвода топлива в основную и дежурную зоны соответственно с отверстиями 7 подачи топлива из кольцевого коллектора 8 в основную зону горения; плохообтекаемое центральное тело 9, являющееся продолжением завихрителя, с отверстиями 10 подачи воздуха в дежурную зону горения и отверстиями 11 подачи топлива в дежурную зону из кольцевого коллектора 12 через центральный канал 13. Сложность конструкции горелки обусловлена конфигурацией топливных каналов и выходных отверстий подачи топлива дежурной и основной зоны горения.

На основании имеющегося опыта Самарского университета [2], опыта изготовления рабочих лопаток турбины SGT-400 и ремонта горелок камеры сгорания ГТУ SGT-700 и SGT-800 методом селективного лазерного сплавления фирмой Siemens [3] на предприятии АО «Металлист-Самара» разработана новая конструкция малоэмиссионной двухконтурной горелки, адаптированная под особенности изготовления деталей

и сборочных единиц посредством селективного лазерного сплавления (SLM) металлических порошков по математическим CAD-моделям. При этом 3D-печать предполагает создание трёхмерного объекта путём добавления ультратонких слоёв материала, следующих один за другим. Данная технология является методом аддитивного производства и использует мощные лазеры для создания трёхмерных физических объектов. Данный процесс успешно заменяет традиционные методы производства, так как физико-механические свойства изделий, построенных по технологии SLM, согласно опубликованным данным фирмы Siemens по результатам испытаний турбины с лопатками, изготовленными с применением аддитивных технологий, зачастую превосходят свойства изделий, изготовленных по традиционным технологиям.

На рис. 2 представлено сравнение конструкции малоэмиссионной двухконтурной горелки, изготавливаемой традиционным способом или по высокотехнологичной аддитивной технологии.

Традиционно основные детали двухконтурной горелки изготавливают с помощью литья (рис. 2, а). Здесь 1 – завихритель; 2 – корпус горелки с каналами подвода топлива в дежурную и основную зону горения и кольцевой полостью успокоителя; 3 и 4 – центральное тело с каналом подачи дежурного (пилотного) топлива и воздуха в камеру смешения горелки; 5 – входная часть центрального тела; 6 – шток с каналом подвода дежурного и основного топлива.

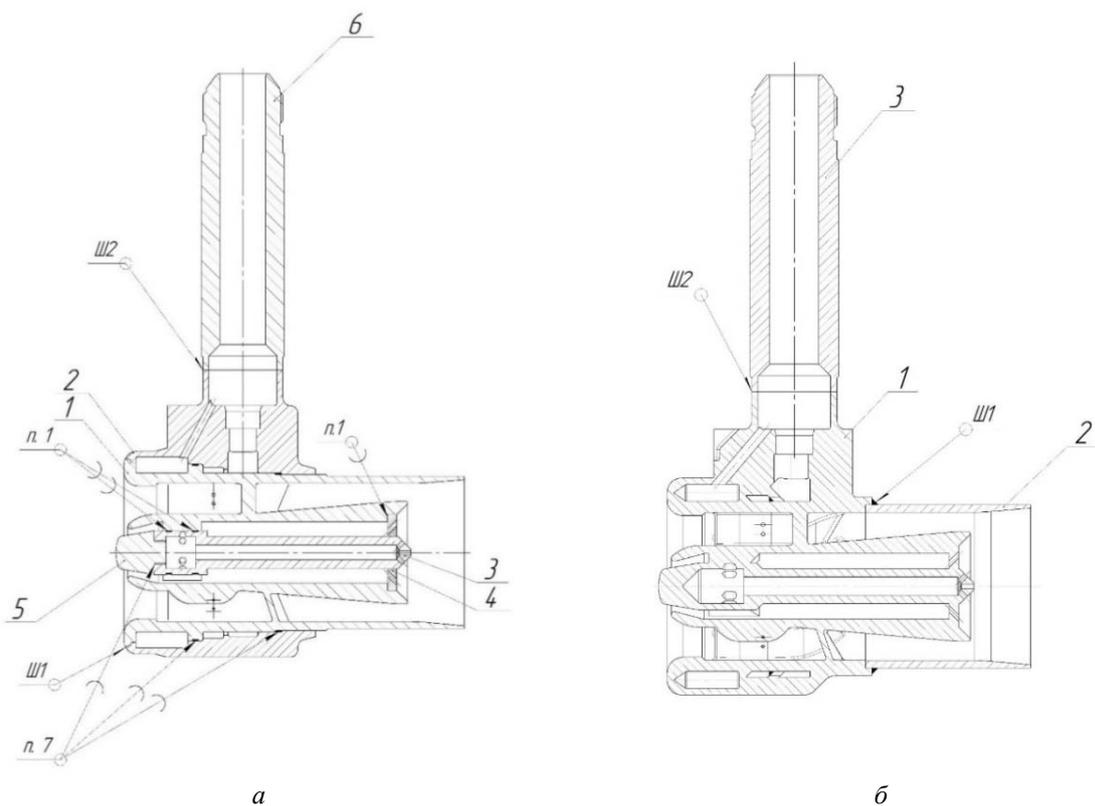


Рис. 2. Сравнение методов производства двухконтурных малоэмиссионных горелок: а – традиционный метод изготовления; б – изготовление по аддитивной технологии SLM

Процесс литья дорогостоящий и трудоёмкий, требующий предельной точности и соблюдения технологических требований. Сборка предполагает наличие двух сварных и шести паяных соединений (рис. 2, а). Себестоимость изделий, полученных таким образом, достаточно высока и не исключает наличия брака. Аддитивное производство полностью изменило ситуацию.

На рис. 2, б показан изменённый состав деталей, определяющих конструкцию двухконтурной горелки, изготовленной по аддитивной технологии. Здесь 1 – корпус горелки с завихрителем и центральным телом, изготавливаемый как единая деталь; элемент камеры смешения 2 и шток 3 изготавливаются механическим способом.

Данное изменение элементов конструкции позволило сократить номенклатуру деталей и стоимость одной горелки более чем в два раза, а также существенно сократить время производства и свести к минимуму брак.

На примере изготовления малоэмиссионной горелки по SLM процессу показана возможность резкого снижения времени отработки конструкции и её геометрических параметров с целью получения необходимых расходных характеристик изделия без дополнительной подготовки производства путём изменения математической CAD-модели и получения необходимых параметров на следующей партии изготавливаемых деталей.

На АО «Металлист-Самара» разработана технологическая цепочка (рис. 3), начинающая от проектирования отдельных компонентов и заканчивая методами контроля готовых изделий.

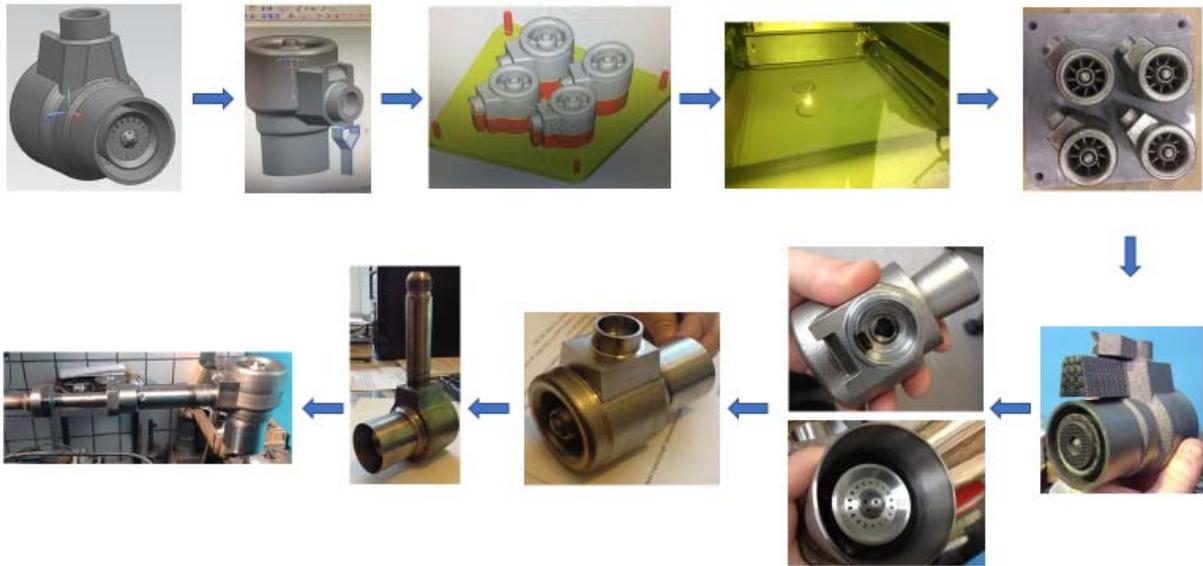


Рис. 3. Технологическая цепочка изготовления, испытания и контроля изделия

К основным особенностям принятой на предприятии АО «Металлист-Самара» технологии относятся:

- выпуск специальной конструкторской документации (3D-модели, учитывающие специфику наличия материала «поддержки», условия спекания и т.д.);
- подбор материала и зернистости металлического порошка;
- введение специальных операций по доводке требуемых параметров топливных и воздушных каналов с применением электроэрозионного оборудования;
- введение видов специального контроля (в том числе шероховатости) и гидравлические испытания.

Согласно действующей технологической цепочке перед проведением контроля заготовок горелки удаляется технологический материал «поддержки». Контроль поверхности заготовок на наличие трещин и расслоений производится люминесцентным методом. Контроль внутренних дефектов заготовок производится рентгенографическим методом или методом рентгеновской вычислительной томографии.

Изготовлена партия горелок (рис. 4) и выполнены контрольные исследования, характеризующие качество изготовления по принятой технологии.

Выявлены и изучены типичные микродефекты, свойственные SLM процессу, такие как микропористость, микронесплавления, микротрещины.

Преодолены технические трудности, сопутствующие реализации аддитивной технологии изготовления двухконтурных горелок малоэмиссионной камеры сгорания.

Обнаружены недостатки при изготовлении первых партий горелок, к основным из которых следует отнести:

- повышенную шероховатость, в частности, топливных каналов основной и дежурной зоны;
- нестабильность расходных характеристик;
- локальные зоны неспекания выращиваемых слоёв на корпусе горелки;
- сложность извлечения порошка из замкнутых труднодоступных полостей по ходу наращивания.

В большей части выявленные недостатки являются устранимыми в процессе дальнейшей отработки режимов и параметров технологического процесса.

В связи с этим проведены исследования геометрических параметров поверхностного слоя образцов-свидетелей из нескольких материалов, полученных методом селективного лазерного спекания.

В табл. 1 и на рис. 5, 6, 7 приведено сравнение геометрических параметров поверхностного слоя образцов-свидетелей кольцевого типа из порошка хромоникелевого сплава ПР-ВВ751П ТУ 1-809-56-2015 и порошка из нержавеющей стали ПР-07Х18Н12М2-0/40 ТТ 08-271-2015.



Рис. 4. Партия двухконтурных малоэмиссионных горелок, изготовленных по технологии селективного лазерного сплавления

Таблица 1. Геометрические параметры поверхностного слоя образцов-свидетелей кольцевого типа

Материал порошка	Участок поверхности	Параметры шероховатости в соответствии с ГОСТ 2789-73				Класс шероховатости
		Rz , мкм	Ra , мкм	S_m , мкм	t_m , %	
Хромоникелевый сплав	Внешняя сторона кольца	37,5±9,3	9,59±1,15	282,59±15,79	45,4±0,99	4-5
	Внутренняя сторона кольца	46,9±7,1	10,12±0,63	294,88±17,16	45,7±1,42	4-5
Нержавеющая сталь	Внешняя сторона кольца	31,3±4,3	8,77±0,49	167,05±5,87	46,6±0,87	4-5
	Внутренняя сторона кольца	35,2±6,5	9,12±0,69	170,73±8,21	46±0,93	4-5



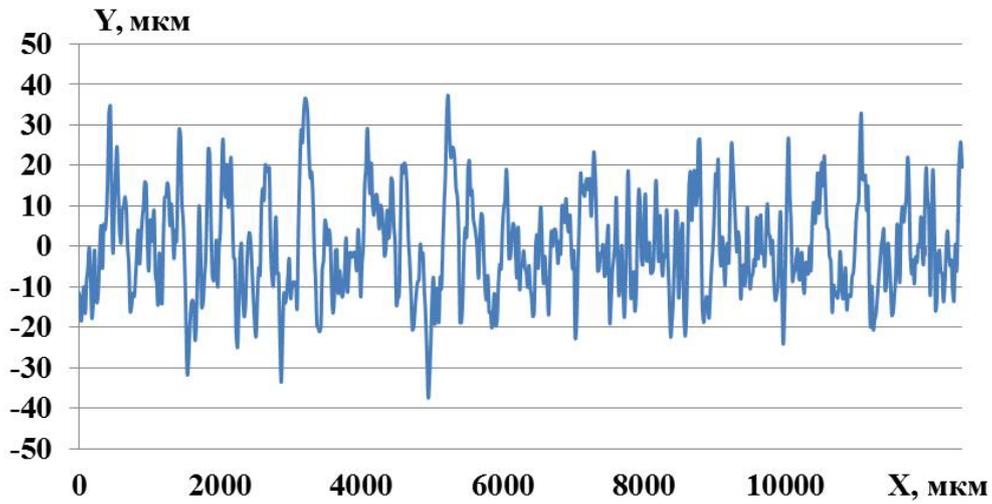
а



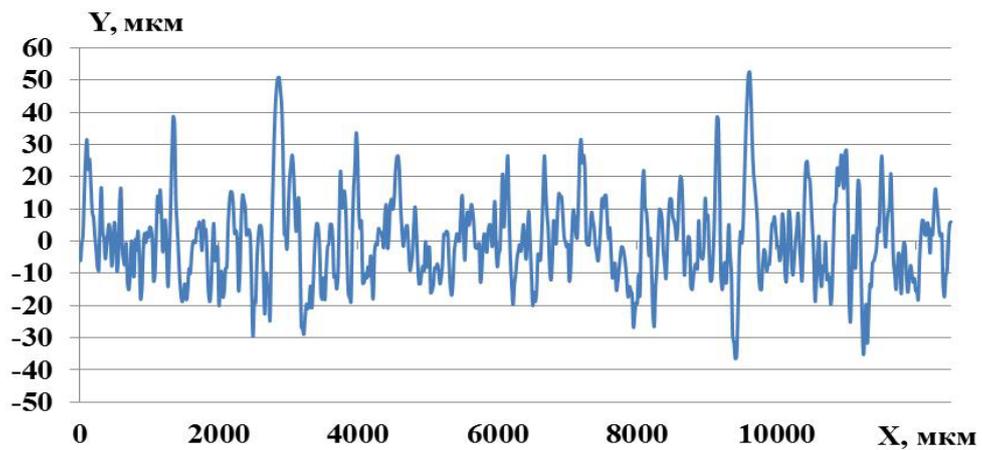
б

Рис. 5. Внешний вид изделия:

а – порошок из нержавеющей стали; б – порошок из хромоникелевого сплава



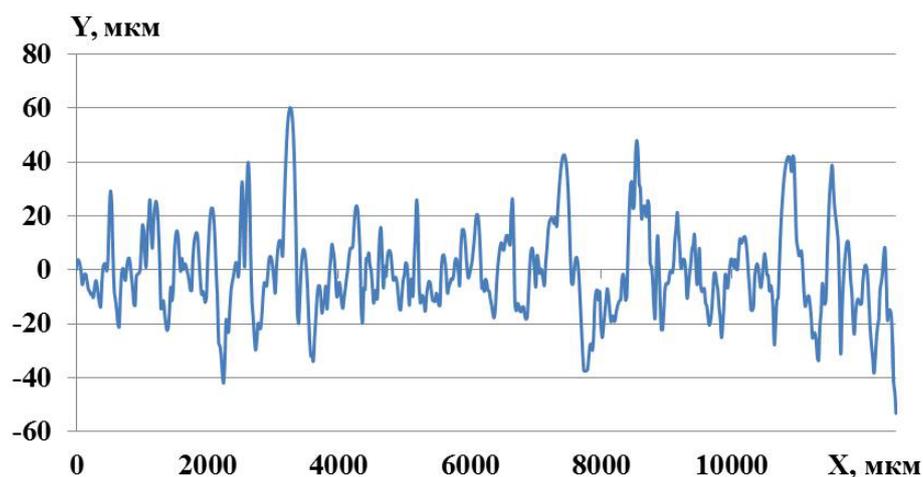
а



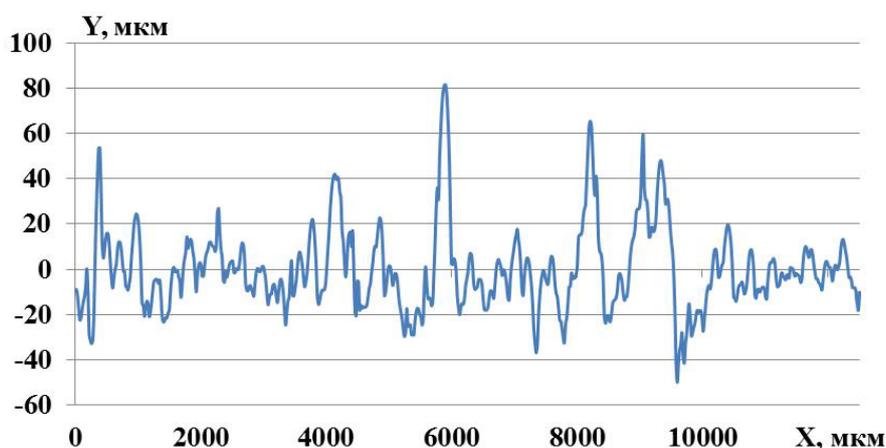
б

Рис. 6. Типичные профилограммы образца-свидетеля кольцевого типа, выполненного лазерным спеканием из нержавеющей стали:

а – внешняя образующая кольца; б – внутренняя образующая кольца



а



б

Рис. 7. Типичные профилограммы образца-свидетеля кольцевого типа, выполненного лазерным спеканием из хромоникелевого сплава: а – внешняя образующая кольца; б – внутренняя образующая кольца

По результатам исследования сделан вывод о том, что химический состав материала порошка практически не влияет на шероховатость изделия. Доработка выходных кромок отверстий топливных каналов и наружных поверхностей воздушных каналов проводилась механической обработкой. Стабильность расходных характеристик топливных каналов, недоступных для механической обработки, была достигнута выбором материала порошка (из жаропрочного хромоникелевого порошка ПР-ВВ751П ТУ 1-809-56-2015), отработкой режимов спекания и электрохимической полировкой с изготовлением специального электрода. Следует иметь в виду, что обдувка электрорундом и горячее изостатическое прессование способны снизить и/или полностью устранить указанные выше недостатки в виде повышенной шероховатости и микродефектов материала изделий, изготовленных по SLM процессу [3].

На первых партиях изготовления малоэмиссионных горелок локальные зоны несплавления (рис. 8) были устранены лазерной заваркой с последующим обязательным циклом контроля. Отметим, что поиск дальнейших технологических процессов, снижающих шероховатость наружных и внутренних поверхностей деталей, изготовленных по SLM процессу, является не менее значимой задачей.



Рис. 8. Несплавления на наружной поверхности корпуса горелки

Таким образом, на АО «Металлист-Самара» успешно освоено изготовление основного элемента камеры сгорания – малоэмиссионной горелки – с применением аддитивной технологии по SLM процессу, что позволило существенно уменьшить стоимость, повысить качество и снизить время производства всей малоэмиссионной камеры сгорания.

Авторы статьи благодарят сотрудника кафедры технологий производства двигателей Самарского университета А.Н. Жидяева за помощь при проведении экспериментальных работ.

Библиографический список

1. Бантиков Д.Ю., Васильев В.И., Лавров В.Н., Цыбизов Ю.И., Кустов Д.И., Шариков Б.Ю. Малоэмиссионная горелка: патент РФ № 2442932; опубл. 20.02.2012; бюл. № 5.
2. Смелов В.Г., Сотов А.В., Агаповичев А.В., Носова Е.А. Изготовление деталей камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя из интерметаллидного сплава ВКНА с использованием селективного лазерного сплавления // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 113-114.
3. Андрессон О., Бродин Х., Грайчен А., Навроцкий В. Аддитивное наращивание при ремонте горелок камер сгорания ГТУ // Турбины и Дизели. 2017. № 3. С. 4-11.

APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGY OF SELECTIVE LASER MELTING (SLM) IN DESIGNING A LOW EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF A GAS TURBINE PLANT

© 2019

- Yu. S. Yeliseev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Executive Director;
Joint-Stock company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation;
metallist@metallist-s.ru
- D. G. Fedorchenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Chief Designer;
Joint-Stock company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation;
dgfedorchenko@yandex.ru
- S. P. Golanov** Chief Metallurgist;
Joint-Stock company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation;
sergey@golanov.ru
- Yu. I. Tsibisov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Design Project Leader;
Joint-Stock company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation;
2422490@mail.ru
- D. D. Tyulkin** Design Engineer;
Joint-Stock company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation;
tyulkin.dmitriy@gmail.com
- I. E. Vorotyntsev** Design Engineer;
Joint-Stock company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation;
vorotyntsev15@yandex.ru
- A. V. Ivchenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
fgrt@yandex.ru

The paper deals with the questions of introducing the additive technology of selective laser melting (SLM) into the production of the main structural elements of a combustion chamber for ground-based gas pumping, power and transport gas turbines. A fundamentally new design of a low-emission two-circuit burner was developed, adapted for the manufacture of products with a complex geometry through the use of selective laser melting (SLM) of metal powders according to mathematical CAD-models with the help of an advanced production technology. Technical difficulties associated with the implementation of additive manufacturing technology were overcome. The process chain was tried out from design to manufacturing and quality control of finished structural elements under conditions of mass production. The deficiencies of the parts manufactured by the additive technology were revealed and ultimately eliminated. Successful development of burners for a low-emission combustion chamber using a new technology significantly reduces labor intensity and time of production while maintaining high quality.

Gas turbine power plant; low-emission combustion chamber, low-emission two-circuit burner, additive technology, selective laser melting (SLM), low-emission combustion system.

Citation: Yeliseev Yu.S., Fedorchenko D.G., Golanov S.P., Tsibisov Yu.I., Tyulkin D.D., Vorotyntsev I.E., Ivchenko A.V. Application of additive technology of selective laser melting (SLM) in designing a low emission combustion chamber of a gas turbine plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 174-183. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183

References

1. Bantikov D.Yu., Vasil'ev V.I., Lavrov V.N., Tsybizov Yu.I., Kustov D.I., Sharikov B.Yu. *Maloemissionnaya gorelka* [Low emission burner]. Patent RF, no. 2442932, 2012. (Publ. 20.02.2012, bull. no. 5)
2. Smelov V.G., Sotov A.V., Agapovichev A.V., Nosova E.A. Manufacturing of small-sized gas turbine engine combustion chamber parts from intermetallic alloy VKNA using se-

lective laser melting. *Sbornik materialov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara University Publ., 2016. P. 113-114. (In Russ.)

3. Andresson O., Brodin H., Graichen A., Navrotskiy V. Additive build-up in repair of combustion chamber burners. *Turbines and Diesels*. 2017. No. 3. P. 4-11. (In Russ.)

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ РАБОЧЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ПОДШИПНИКОВ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

© 2019

А. А. Мельников кандидат технических наук, доцент кафедры технологии металлов и авиационного материаловедения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; melnickov.alex@yandex.ru

М. О. Дмитриева студент; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; happiness_peace@rambler.ru

Представлены результаты исследования механизма разрушения рабочей поверхности крупногабаритных роликовых подшипников из стали 20X2H4A, применяемых для грузовой техники. Исследование микроструктуры осуществлялось с помощью металлографического микроскопа «МЕТАМ ЛВ-31». На электронном растровом микроскопе TESCAN «Vega SB» исследовалась поверхность образцов роликов и колец подшипника на наличие дефектов различного характера. Замеры микротвёрдости осуществлялись на микротвердомере «ПМТ-3». Исследования показали, что микроструктура стали представляет собой мелкоугольчатый мартенсит отпуска с выделением светлых включений карбидов хрома вблизи рабочей поверхности образцов. На основании результатов замера микротвёрдости определена глубина зоны цементации, значение которой превышает норму, установленную заводом-изготовителем. Механизм разрушения ролика характеризуется выкрашиванием поверхности вследствие повышенной твёрдости с последующим её расслаиванием и образованием кратеров. Разрушение поверхности кольца подшипника начинается с появления задиrow и вмятин, образовавшихся в результате шаржирования её металлическими частицами, попавшими в область контакта кольца с роликом в процессе эксплуатации. Такие дефекты приводят к развитию микротрещин и, как следствие, дальнейшему выкрашиванию и отслаиванию рабочей поверхности. Предотвращение вышеупомянутых дефектов возможно путём уменьшения глубины зоны цементации, а также снижения максимальной твёрдости поверхности за счёт изменения режима окончательной термообработки деталей подшипника.

Крупногабаритные подшипники; механизм разрушения; цементуемая сталь; термообработка; цементация; микроструктура.

Цитирование: Мельников А.А., Дмитриева М.О. Исследование механизма разрушения рабочей поверхности крупногабаритных подшипников в процессе эксплуатации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 184-191. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-184-191

Введение

Неотъемлемой частью тяжело нагруженной грузовой техники являются крупногабаритные подшипники. Неисправность подобных деталей ведёт к преждевременному выходу из строя транспортного оборудования и, как следствие, экономическим потерям. Исследование механизма разрушения рабочей поверхности крупногабаритных подшипников в процессе эксплуатации позволит снизить риск отказа и повысить надёжность работы техники.

Долговечность поверхности тяжело нагруженных деталей определяется рядом технологических факторов, к которым относится качество используемой стали, правильность выполнения механической, термической и химико-термической обработки. Нарушение технологии проведения упрочняющих операций приводит к образованию дефектов на поверхности деталей крупногабаритного подшипника в

процессе его эксплуатации. Наиболее часто встречаются такие неисправности, как абразивный износ, контактное выкрашивание рабочей поверхности, усталостное разрушение, коррозия.

Методика, материал и результаты исследования

Были исследованы образцы крупногабаритных роликовых подшипников типа 6-10079/900 АХМ разной степени износа, изготовленных на предприятии ООО «Средневожский Подшипниковый завод» (рис. 1).

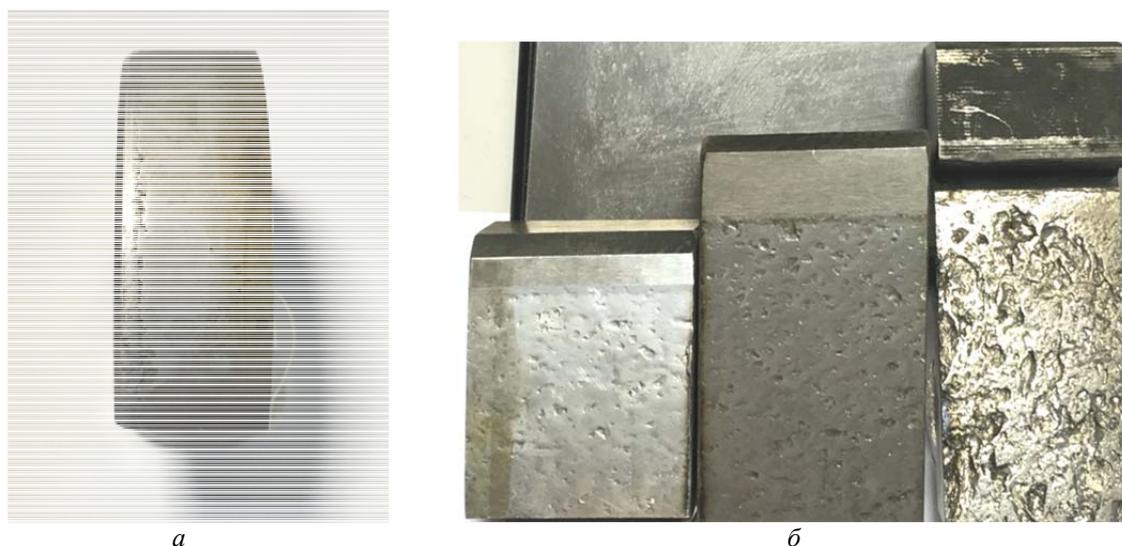


Рис. 1. Образцы ролика (а) и колец (б) крупногабаритного подшипника типа 6-10079/900 АХМ

С целью выявления механизма разрушения роликовых подшипников были проведены металлографические и электронно-микроскопические исследования с использованием микроскопов «МЕТАМ ЛВ-31» и TESCAN «Vega SB». Определение микротвёрдости осуществлялось с помощью микротвердомера «ПМТ-3». Подготовка поверхности изготовленных заводом опытных образцов производилась на автоматическом шлифовально-полировальном станке REMET «LS250А».

Из-за нестандартных размеров деталей в процессе производства крупногабаритных подшипников используется конструкционная цементуемая сталь 20Х2Н4А, химический состав которой приведён в табл. 1.

Таблица 1. Химический состав в % в соответствии с ГОСТ 4543-71

C	Si	Mn	Ni	S	P	Cr	Cu	Fe
0.16-0.22	0.17-0.37	0.30-0.60	3.25-3.65	<0.025	<0.025	1.25-1.65	<0.30	93

Типовой режим термообработки деталей подшипника, установленный заводом-изготовителем, включает в себя газовую цементацию при температуре 940°C, науглероживающей средой является природный газ. Продолжительность цементации колец в среднем занимает 100-110 часов, цементация роликов – 55-65 часов. После цементации детали подвергаются закалке при температуре 800-810°C с охлаждением в масле и отпуску при температуре 150-170°C продолжительностью 20-24 часа. После

отпуска предусмотрено охлаждение на воздухе. В результате глубина цементации составляет 2,5-3,0 мм с твёрдостью рабочей поверхности 58-63 HRC.

Металлографический анализ показал, что структура образцов ролика и кольца подшипника после заключительной термообработки представляет собой мелкоигольчатый мартенсит отпуска (рис. 2), что характерно для закаленных сталей. Вблизи рабочей поверхности образца ролика наблюдаются светлые включения карбидов хрома (рис. 3).

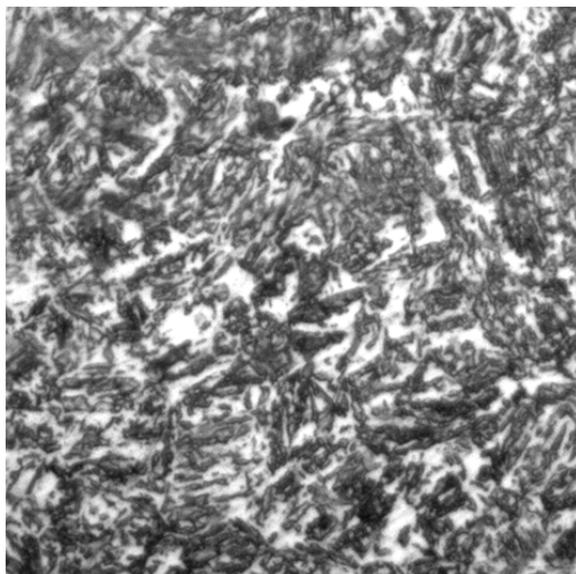


Рис. 2. Микроструктура образца ролика в центре ×500

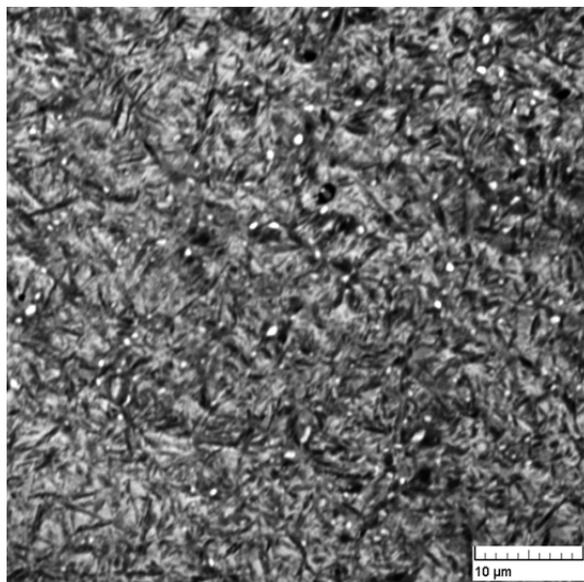


Рис. 3. Микроструктура образца ролика вблизи рабочей поверхности

Электронно-микроскопическое исследование рабочей поверхности образцов ролика показало, что механизм разрушения представляет собой процесс выкрашивания, характеризующийся расслаиванием и дальнейшим образованием глубоких трещин

(рис. 4). Образование очагов разрушения начинается вблизи торцевой поверхности с последующим развитием к середине ролика (рис. 5).

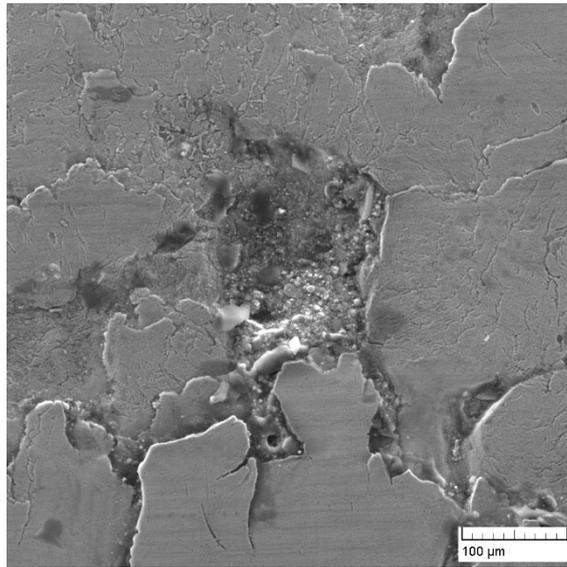


Рис. 4. Разрушение рабочей поверхности ролика, характеризующееся расслаиванием с образованием глубоких трещин

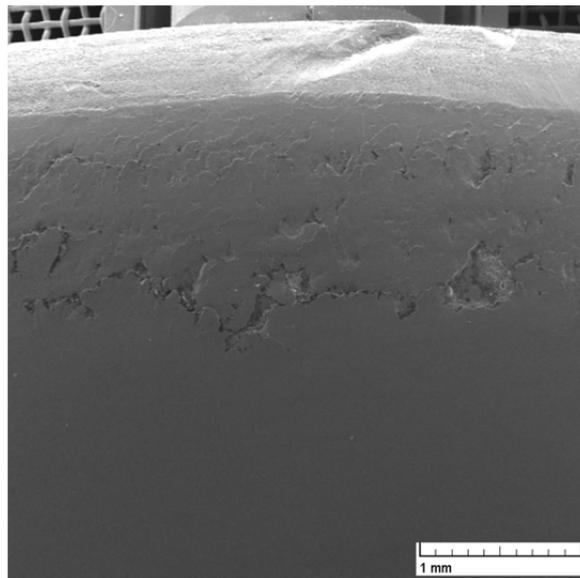


Рис. 5. Образование очагов разрушения вблизи торцевой поверхности ролика

Причиной выявленного дефекта является повышенная хрупкость рабочей поверхности, вызванная перенасыщением цементованного слоя углеродом, которое обуславливает образование в слое избыточных карбидных фаз, а также завышенная толщина слоя. Исследования показали, что глубина зоны цементации составляет 3,5 мм, при норме – 2,5 мм, требуемой заводом-изготовителем. Это подтверждается результатами замера микротвёрдости по методу Виккерса (рис. 6).

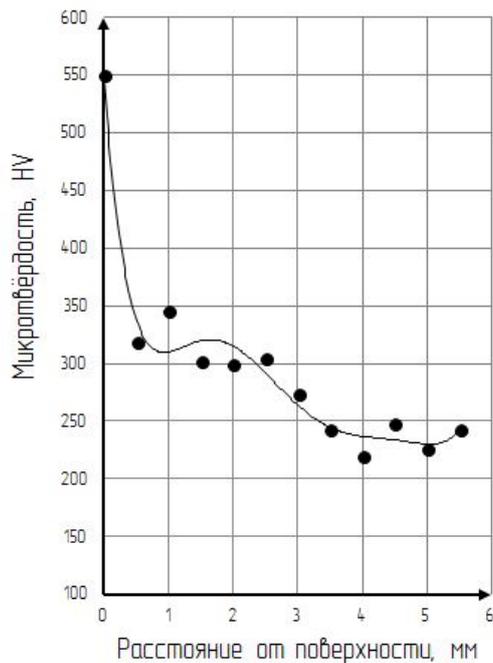


Рис. 6. Диаграмма изменения микротвёрдости ролика от поверхности к центру.
Нулевая точка соответствует значению микротвёрдости рабочей поверхности ролика

Анализ поверхности кольца подшипника показал на наличие задиров (рис. 7) и вмятин различного диаметра (рис. 8). Причиной образования задиров являются структурные изменения рабочей поверхности кольца из-за шаржирования её металлическими частицами, попавшими в область контакта кольца с роликом в процессе эксплуатации [1;2].

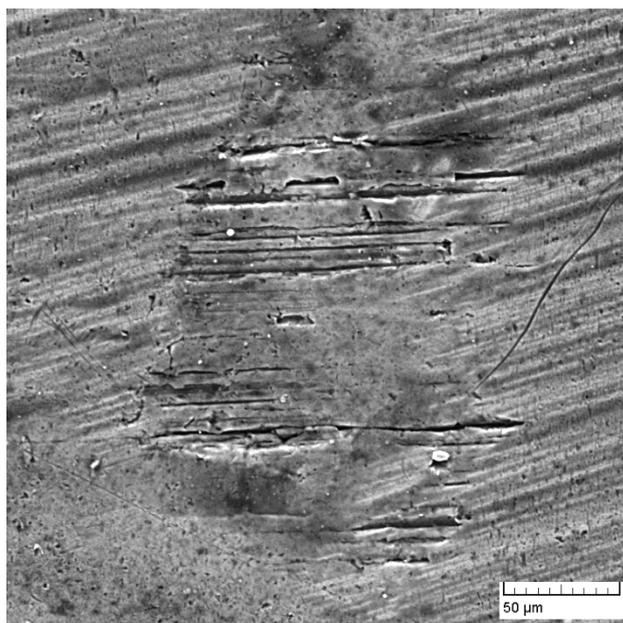


Рис. 7. Задир на рабочей поверхности кольца подшипника

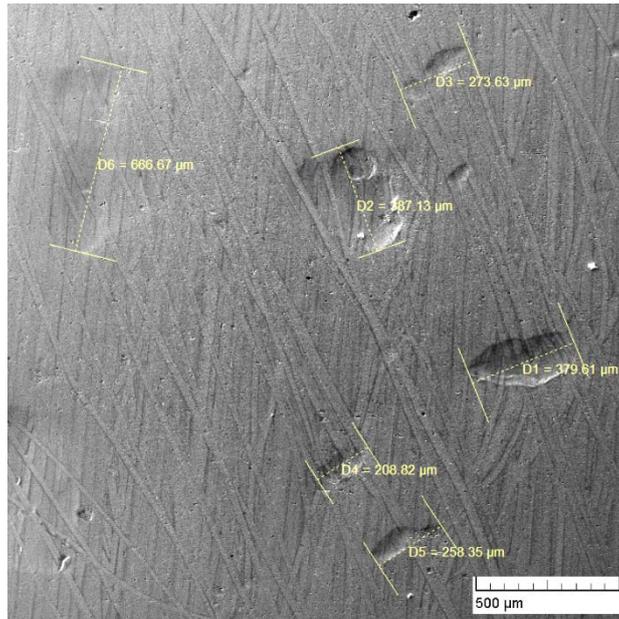


Рис. 8. Вмятины на рабочей поверхности кольца подшипника

Образование вмятин происходит в результате вдавливания продуктов разрушения в рабочую поверхность кольца роликом, так как её твёрдость заметно меньше (рис. 9). Это может быть связано с выгоранием углерода и, как следствие, уменьшением количества карбидной фазы на поверхности кольца в процессе длительной выдержки при термообработке после цементации [3].

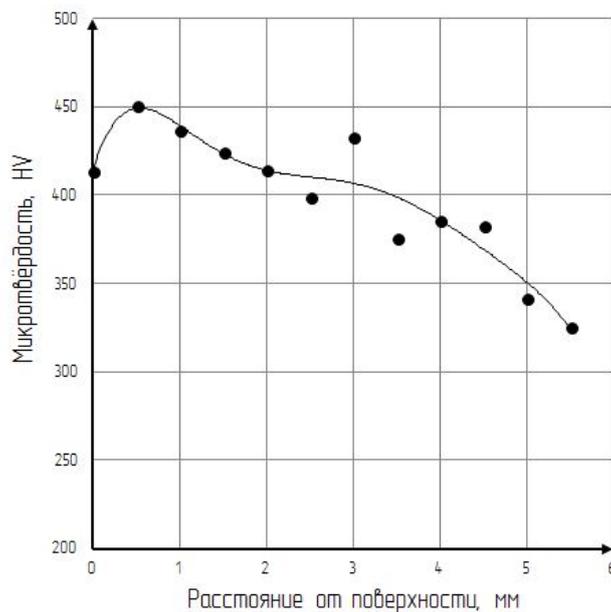


Рис. 9. Диаграмма изменения микротвёрдости кольца от поверхности к центру.
Нулевая точка соответствует значению микротвёрдости рабочей поверхности кольца

Заключение

Исследования показали, что механизмы разрушения поверхности ролика и кольца различны. На ролике наблюдается выкрашивание поверхности с последующим её расслаиванием и образованием кратеров вследствие повышенной твёрдости. Твёрдость поверхности кольца меньше, поэтому её разрушение начинается с появления задиров и вмятин, приводящих к развитию микротрещин, которые становятся причиной дальнейшего выкрашивания рабочей поверхности.

Предотвращение вышеупомянутых дефектов возможно путём уменьшения глубины зоны цементации, а также снижения максимальной твёрдости поверхности за счёт изменения режима окончательной термообработки деталей подшипника.

Библиографический список

1. Мордасов Д.М., Фатеев Ю.Г., Зотов С.В. Исследование причин преждевременного разрушения подшипников буксового узла // Вестник Тамбовского государственного технического университета. 2015. Т. 21, № 4. С. 686-695. DOI: 10.17277/vestnik.2015.04.pp.686-695
2. Deng S., Hua L., Han X., Huang S. Analysis of surface crack growth under rolling contact fatigue in a linear contact // Tribology Transactions. 2015. V. 58, Iss. 3. P. 432-443. DOI: 10.1080/10402004.2014.983250
3. Huang Z., Li G. Failure analysis of roller cone bit bearing based on mechanics and microstructure // Journal of Failure Analysis and Prevention. 2018. V. 18, Iss. 2. P. 342-349. DOI: 10.1007/s11668-018-0419-3

MECHANISM OF FAILURE OF WORKING FACES OF BIG BEARINGS IN THE PROCESS OF OPERATION

© 2019

A. A. Melnikov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Metal Technology and Aviation Materials Science; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; melnikov.alex@yandex.ru

M. O. Dmitrieva Undergraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; happiness_peace@rambler.ru

The article presents the results of analyzing the mechanism of failure of working faces of big roller bearings made of 0,2C2Cr4Ni (E3316 AISI) structural steel. The microstructure was investigated with the help of a METAM LV-31 metallographic microscope. The surface of the bearing rings and rollers was tested for various kinds of defects using a TESCAN Vega SB scanning microscope. The PMT-3 micro-hardness tester was used to measure micro-hardness. Studies show that the microstructure of steel is a fine-needled tempered martensite with chromium carbide inclusions observed near the surface. The depth of the cementation zone was determined on the basis of the measurement results. The value of the depth exceeds the standard established by the manufacturer. The destruction of the bearing roller assembly is characterized by spalling, stratification and cratering. The destruction of the bearing ring is characterized by scouring and indentation caused by metal particles caught up in the ring-roller contact in the process of operation. These defects result in the formation of micro-cracks and, as a result, further spalling and peeling. It is possible to prevent the defects by reducing the depth of the carbonization zone, as well as reducing the surface maximum hardness by changing the mode of final heat treatment.

Big bearing; failure mechanism; carbonization; structural steel; heat treatment; microstructure.

Citation: Melnikov A.A., Dmitrieva M.O. Mechanism of failure of working faces of big bearings in the process of operation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 184-191. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-184-191

References

1. Mordasov D.M., Fateev Yu.G., Zotov S.V. A study of the causes of premature failure of axle-box unit bearings. *Vestnik Tambovskogo Gosudarstvennogo Tehnicheskogo Universiteta*. 2015. V. 21, no. 4. P. 686-695. DOI: 10.17277/vestnik.2015.04.pp.686-695. (In Russ.)
2. Deng S., Hua L., Han X., Huang S. Analysis of surface crack growth under rolling contact fatigue in a linear contact. *Tribology Transactions*. 2015. V. 58, Iss. 3. P. 432-443. DOI: 10.1080/10402004.2014.983250
3. Huang Z., Li G. Failure analysis of roller cone bit bearing based on mechanics and microstructure. *Journal of Failure Analysis and Prevention*. 2018. V. 18, Iss. 2. P. 342-349. DOI: 10.1007/s11668-018-0419-3