

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЁТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ <i>В. Л. Балакин, М. М. Крикунов</i>	7
ПОЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАВНОВЕСИЯ ДИНАМИЧЕСКИ СИММЕТРИЧНОГО НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT ПОД ДЕЙСТВИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТОВ <i>Е. В. Баринаова, И. А. Тимбай</i>	21
УМЕНЬШЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОМЕХ МАГНИТНОГО ПОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ <i>А. М. Безняков, И. С. Гурьев, И. П. Рыжова</i>	33
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИКИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ <i>И. В. Белоконов, А. В. Крамлих, И. А. Ломака</i>	41
ТЕОРИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>А. В. Григорьев, А. А. Косматов, О. А. Рудаков, А. В. Соловьева</i>	52
ТЕХНОЛОГИЯ РАСЧЁТНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ В СРЕДЕ ANSYS CFD <i>В. В. Рыжков, И. И. Морозов</i>	62
РАСЧЁТ ТЕЧЕНИЯ СМАЗКИ В ПОДШИПНИКЕ СКОЛЬЖЕНИЯ РЕДУКТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>М. В. Силюянова, А. О. Фертиков</i>	75
ИССЛЕДОВАНИЕ СОДЕРЖАЩИХ ГАФНИЙ ДЕФЕКТОВ В ГРАНУЛИРОВАННОМ НИКЕЛЕВОМ СПЛАВЕ ЭП741НП, ИСПОЛЬЗУЕМОМ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДИСКОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ <i>И. Н. Трунькин, М. А. Артамонов, А. В. Овчаров, А. Л. Васильев</i>	89
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО МОДУЛЯ НАНОСПУТНИКА В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ <i>С. В. Цаплин, С. А. Большев</i>	96

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОПУСТИМОГО УРОВНЯ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ШТАТНЫМИ СРЕДСТВАМИ УПРАВЛЕНИЯ <i>В. В. Червонюк, Б. Б. Коровин</i>	112
---	-----

ГАШЕНИЕ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА <i>М. Г. Шипов</i>	121
--	-----

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ СБОРКИ ИЗДЕЛИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЕТАЛЕЙ <i>Ю. С. Елисейев, М. А. Болотов, В. А. Печенин, И. А. Грачев, Е. В. Кудашов</i>	128
--	-----

ПРОБЛЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ <i>М. А. Ковалев, И. В. Поддубный</i>	138
--	-----

РАЗРАБОТКА ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ГИДРОСИСТЕМ ЭНЕРГОУСТАНОВОК <i>А. Н. Крючков, М. А. Ермилов, Е. Н. Ермилова, И. В. Балахонов, А. Н. Видяскина</i>	146
--	-----

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ БЕЗОТРЫВНОГО ДВИЖЕНИЯ РОТОРА ПО АНИЗОТРОПНО УПРУГОЙ ОПОРЕ С ЗАЗОРОМ <i>А. Н. Никифоров, Г. Я. Пановко, А. Е. Шохин</i>	156
--	-----

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

DISTURBED MOTION OF A HYPERSONIC VEHICLE IN CLIMB <i>V. L. Balakin, M. M. Krikunov</i>	7
RELATIVE EQUILIBRIA OF DYNAMICALLY SYMMETRIC CUBESAT NANOSATELLITE UNDER THE ACTION OF AERODYNAMIC AND GRAVITATIONAL TORQUES <i>E. V. Barinova, I. A. Timbai</i>	21
REDUCING THE INFLUENCE OF INTERFERENCE OF SPACECRAFT MAGNETIC FIELD ON MAGNETIC MEASUREMENTS <i>A. M. Beznyakov, I. S. Guriev, I. P. Ryzhova</i>	33
DETERMINING THE DYNAMICS OF SPACECRAFT ROTATIONAL MOTION WITH THE USE OF INFORMATION PROVIDED BY GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS <i>I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh, I. A. Lomaka</i>	41
THEORY OF GAS TURBINE ENGINE OPTIMAL GAS GENERATOR <i>A. V. Grigoriev, A. A. Kosmatov, O. A. Rudakov, A. V. Solovieva</i>	52
TECHNOLOGY OF COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE WORKING PROCESS PARAMETERS OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES RUNNING ON GASEOUS OXYGEN-HYDROGEN FUEL WITH THE USE OF ANSYS CFD <i>V. V. Ryzhkov, I. I. Morozov</i>	62
CALCULATION OF LUBRICANT FLOW IN THE SLIDE BEARING OF THE AVIATION ENGINE REDUCER <i>M. V. Siluyanova, A. O. Fertikov</i>	75
RESEARCH OF HAFNIUM-CONTAINING DEFECTS IN GRANULAR NICKEL EP741NP ALLOY USING ELECTRON MICROSCOPY <i>I. N. Trunkin, M. A. Artamonov, A. V. Ovcharov, A. L. Vasiliev</i>	89
INVESTIGATION OF THERMAL CONDITIONS OF NANOSATELLITE OPTOELECTRONIC TELESCOPIC MODULE FOR DIFFERENT MODES OF OPERATION <i>S. V. Tsaplin, S. A. Bolychev</i>	96

**ENSURING PERMISSIBLE LEVEL OF GAS TURBINE DYNAMIC
LOADING IN OPERATION BY MEANS OF STANDARD
ENGINE CONTROL DEVICES**

V. V. Chervonyuk, B. B. Korovin

112

**REDUCTION OF ANGULAR VELOCITIES OF AIST-2D SPACECRAFT
USING A SYSTEM OF KINETIC MOMENT DUMPING**

M. G. Shipov

121

MECHANICAL ENGINEERING

**PREDICTION OF PRODUCT ASSEMBLY ERRORS USING
REAL PART MODELS**

*Yu. S. Yeliseev, M. A. Bolotov, V. A. Pechenin,
I. A. Grachev, E. V. Kudashov*

128

PROBLEMS OF MODERN AIRCRAFT MAINTENANCE

M. A. Kovalev, I. V. Poddubniy

138

**DEVELOPMENT OF A PULSATION DAMPENER
FOR HYDRAULIC SYSTEMS OF POWER PLANTS**

*A. N. Kryuchkov, M. A. Ermilov, E. N. Ermilova,
I. V. Balakhonov, A. N. Vidyaskina*

146

**EXPERIMENTAL AND THEORETICAL RESEARCH
OF CONTINUOUS MOTION OF ROTOR ON ANISOTROPIC
GAPPED ELASTIC SUPPORT**

A. N. Nikiforov, G. Ya. Panovko, A. Ye. Shokhin

156

ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЁТА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

© 2019

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

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

Рассмотрено возмущённое движение гиперзвукового самолёта при наборе высоты. В качестве возмущений приняты отклонения плотности атмосферы от стандартных значений и отклонения коэффициентов аэродинамических сил от номинальных значений. Проведено моделирование возмущённого движения гиперзвукового самолёта с оптимальной программой угла атаки, полученной для стандартной атмосферы и номинальных аэродинамических характеристик. Определены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений скорости, высоты и угла наклона траектории. Для возмущённого движения методом принципа максимума Понтрягина решена задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Определены оптимальные программы угла атаки, оптимальные траектории движения и конечные значения массы гиперзвукового самолёта. Проведён сравнительный анализ оптимальных программ управления и траекторий движения, полученных для невозмущённого и возмущённого движения.

Гиперзвуковой самолёт; набор высоты; разгон; программа угла атаки; атмосферные возмущения; аэродинамические возмущения; оптимальное управление; минимум массы топлива; метод принципа максимума.

Цитирование: Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20

Введение

В работе авторов [1] для гиперзвукового самолёта (ГС) были получены оптимальная программа управления углом атаки и соответствующая ей траектория набора высоты с минимальным расходом топлива. Расходы топлива при оптимальном управлении оказались меньше, чем при «традиционном» подходе [2-4], когда с целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) задаётся типовой профиль полёта по линии максимального скоростного напора. Это объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГС при прямом управлении углом атаки.

Результаты, приведённые в [1], были получены для невозмущённого движения, т.е. при стандартной плотности атмосферы и номинальных аэродинамических характеристиках гипотетического ГС. В дальнейшем соответствующую оптимальную программу угла атаки будем называть «номинальной».

Возникают следующие два вопроса.

Первый вопрос сформулируем следующим образом: как отклонения плотности атмосферы от стандартных значений (в дальнейшем «атмосферные» возмущения) и отклонения аэродинамических характеристик от номинальных значений (в дальнейшем «аэродинамические» возмущения) влияют на конечные условия движения ГС при использовании оптимальной «номинальной» программы управления?

Второй вопрос сформулируем следующим образом: как атмосферные и аэродинамические возмущения влияют на оптимальные программы управления углом атаки и соответствующие им траектории набора высоты ГС с минимальным расходом топлива?

Поэтому основной целью работы является получение и анализ оптимальных программ управления и траекторий движения ГС при атмосферных и аэродинамических возмущениях.

Модель возмущённого движения

Модель возмущённого движения включает в себя уравнения движения, учитывающие атмосферные и аэродинамические возмущения; граничные условия движения; управление и характеристики ГС.

Уравнения движения ГС с воздушно-реактивным двигателем в траекторной системе приведены в [1].

Начальные и конечные граничные условия движения записываются в виде

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

где V – скорость; θ – угол наклона траектории; h – высота полёта; 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 в начальный момент времени t_n фиксированы начальные скорость (число Маха M), угол наклона траектории, высота и масса. При нефиксированном конечном времени t_k значения скорости ($6 M$) и высоты (30 км) определяются возможностями используемой двигательной установки (ДУ). Конечный угол наклона траектории равен нулю, что соответствует дальнейшему крейсерскому горизонтальному полёту ГС.

В качестве функции управления принята программа угла атаки при ограничениях

$$\alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max}, \quad (2)$$

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

Массовые, геометрические и аэродинамические характеристики ГС приняты согласно [3;4].

Высотно-скоростные характеристики и секундный расход топлива приняты согласно [5].

Имеется ограничение на скоростной напор:

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \leq q_{\max}, \quad (3)$$

где ρ – плотность атмосферы; q_{\max} – максимальное значение, принятое равным 63,5 КПа.

Рассмотрим принятые модели возмущений. Для расчётов атмосферных возмущений использована универсальная модель отклонений плотности атмосферы [6]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \sigma_\rho(h), \quad (4)$$

где плотность атмосферы $\rho(h)$ представляется как нормальная случайная функция высоты h , математическое ожидание $\rho_{cm}(h)$ вычисляется в соответствии со стандартной атмосферой, величина ξ – нормально распределённая случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице. Среднее квадратическое отклонение $\sigma_\rho(h)$ определяется соотношением:

$$\sigma_\rho(h) = \sigma_{\rho 0} \exp(-0,15 \cdot 10^{-3} h), \quad (5)$$

где $\sigma_{\rho 0} = 0,05 \text{ кг/м}^3$ – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [6].

Действительные значения возмущений аэродинамических характеристик (АХ) для гипотетического ГС неизвестны. Влияние отклонений АХ на конечные условия движения исследовалось при моделировании движения ГС с коэффициентами аэродинамических сил, изменёнными следующим образом:

$$C_{ya} = C_{ya0} (1 + \Delta C_{ya}), \quad (6)$$

$$C_{xa} = C_{xa0} (1 + \Delta C_{xa}). \quad (7)$$

Здесь C_{ya}, C_{xa} – соответственно «возмущённые» коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления; C_{ya0}, C_{xa0} – соответственно номинальные коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления; $\Delta C_{ya}, \Delta C_{xa}$ – отклонения «возмущённого» коэффициента от номинального значения.

Моделирование возмущённого движения при оптимальной «номинальной» программе управления

Атмосферные возмущения. При моделировании возмущённого движения ГС использовались следующие значения входящей в (4) нормально распределённой случайной величины ξ : $-1, -2, -3, -4, -5, 5$ и $1, 2, 3, 4, 5, 5$. Значения $\xi = -5, 5$ и $\xi = 5, 5$ соответствуют предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

Оптимальная «номинальная» программа управления приведена на рис. 1.

Результаты моделирования возмущённого движения ГС в виде траекторий набора высоты с разгоном (в координатах $h - M$) приведены для «разреженной» и «плотной» атмосферы соответственно на рис. 2, 3.

В табл. 1, 2 приведены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений M_k, θ_k, h_k . Возмущения атмосферы представлены коэффициентом ξ ; $\Delta M, \Delta \theta, \Delta h$ – соответственно отклонения по скорости (числу Маха), углу наклона траектории и высоте.

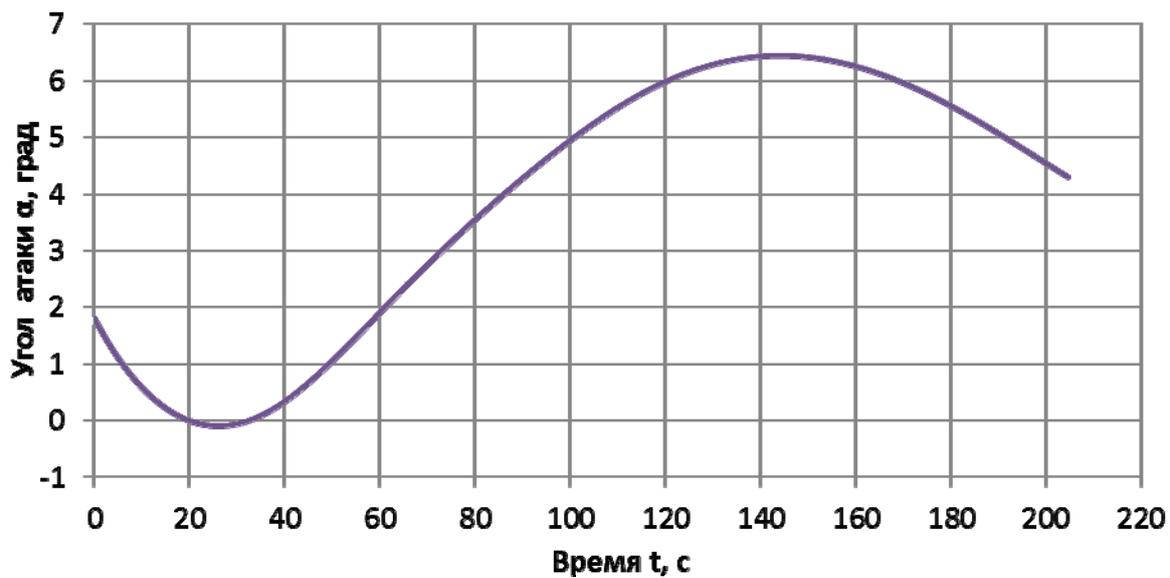


Рис. 1. Оптимальная «номинальная» программа угла атаки

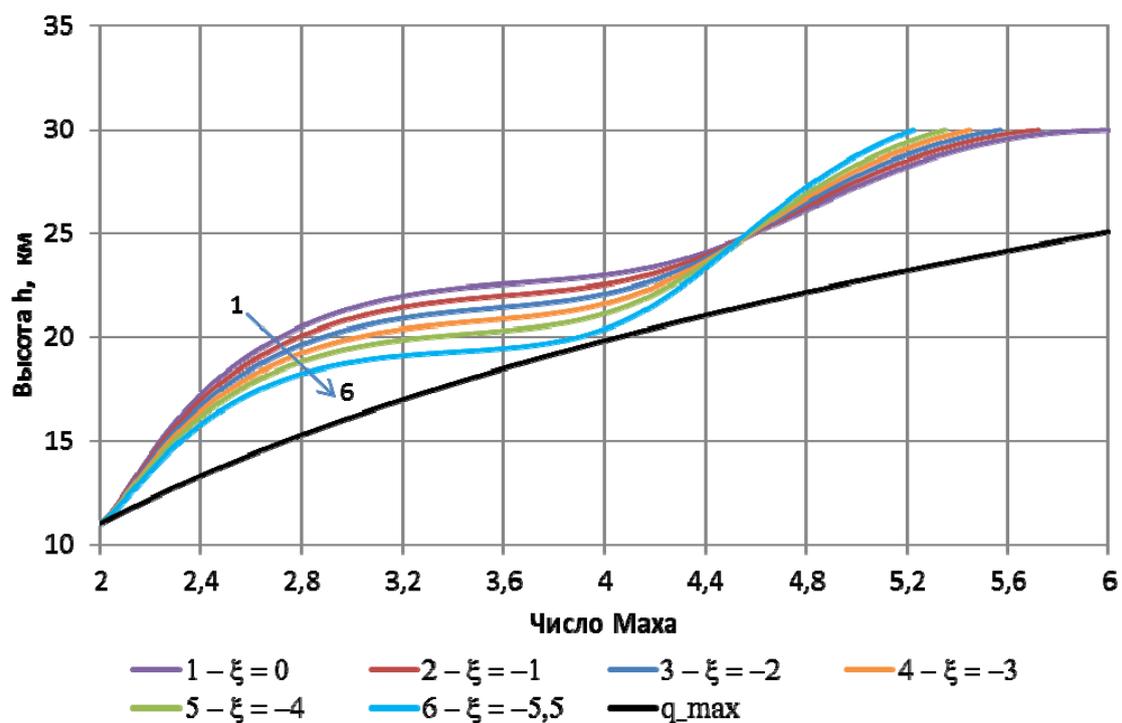


Рис. 2. Траектории набора высоты с разгоном при «разреженной» атмосфере

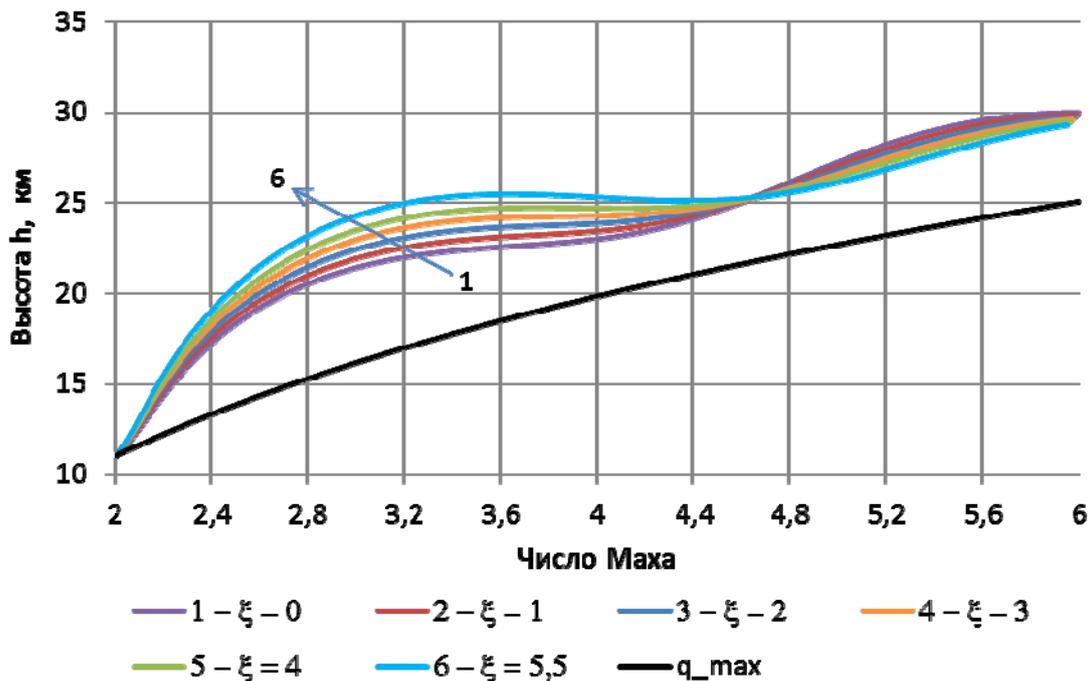


Рис. 3. Траектории набора высоты с разгоном при «плотной» атмосфере

Таблица 1. Отклонения конечных условий возмущённого движения при «разреженной» атмосфере

ξ	-1	-2	-3	-4	-5,5
ΔM	-0,28	-0,43	-0,55	-0,65	-0,78
$\Delta\theta$, град	1,1	1,7	2,3	2,8	3,6

Таблица 2. Отклонения конечных условий возмущённого движения при «плотной» атмосфере

ξ	1	2	3	4	5,5
ΔM	-0,01	-0,02	-0,03	-0,04	-0,05
$\Delta\theta$, град	0,3	0,6	1	1,3	1,8
Δh , м	-131	-259	-385	-509	-697

Из рис. 2 и табл. 1 следует, что для «разреженной» атмосферы гиперзвуковой самолёт достигает заданной конечной высоты полёта с положительным углом наклона траектории. ГС не достигает заданной конечной скорости (числа М), и чем «разреженней» атмосфера, тем больше недостаток скорости. Из рис. 3 и табл. 2 следует, что для «плотной» атмосферы гиперзвуковой самолёт практически достигает заданной конечной скорости полёта при положительном угле наклона траектории. ГС не достигает заданной конечной высоты, и чем «плотнее» атмосфера, тем больше недостаток высоты.

Аэродинамические возмущения. При моделировании возмущённого движения ГС использовались следующие значения входящей в (6), (7) величины Δ : $-0,01$, $-0,02$, $-0,03$, $-0,04$, $-0,05$ и $0,01$, $0,02$, $0,03$, $0,04$, $0,05$. Значения $\Delta = -0,05$ и $\Delta = 0,05$ соответствуют предельным отклонениям АХ от номинальных значений. Оптимальная «номинальная» программа управления соответствует рис. 1.

Результаты моделирования возмущённого движения ГС в виде траекторий набора высоты с разгоном приведены на рис. 4, 5 для предельных отклонений АХ.

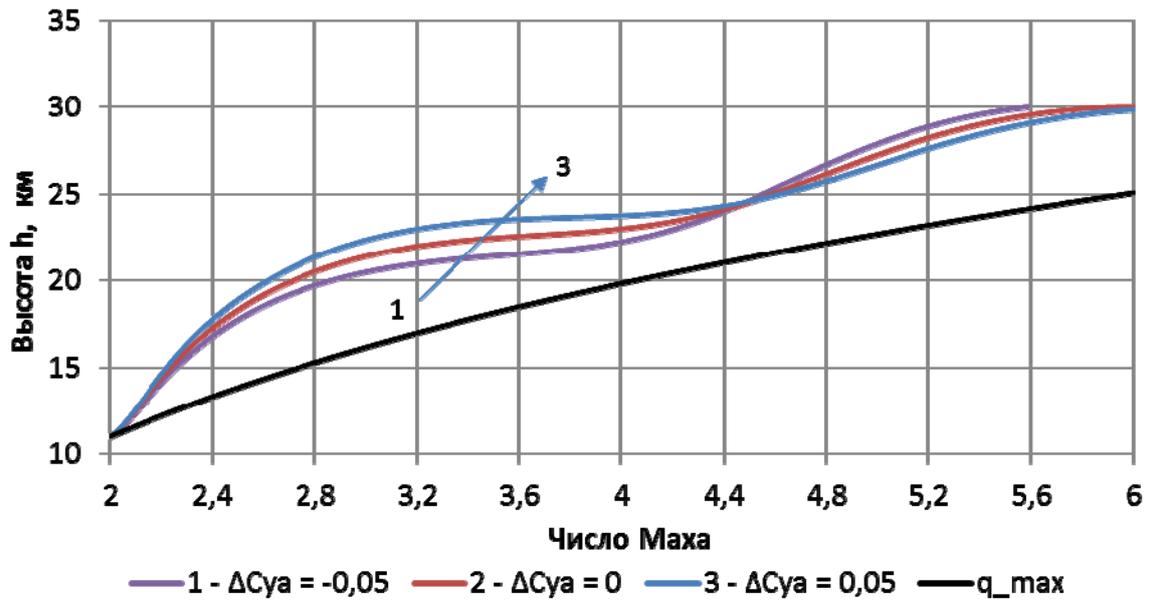


Рис. 4. Траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента подъёмной силы

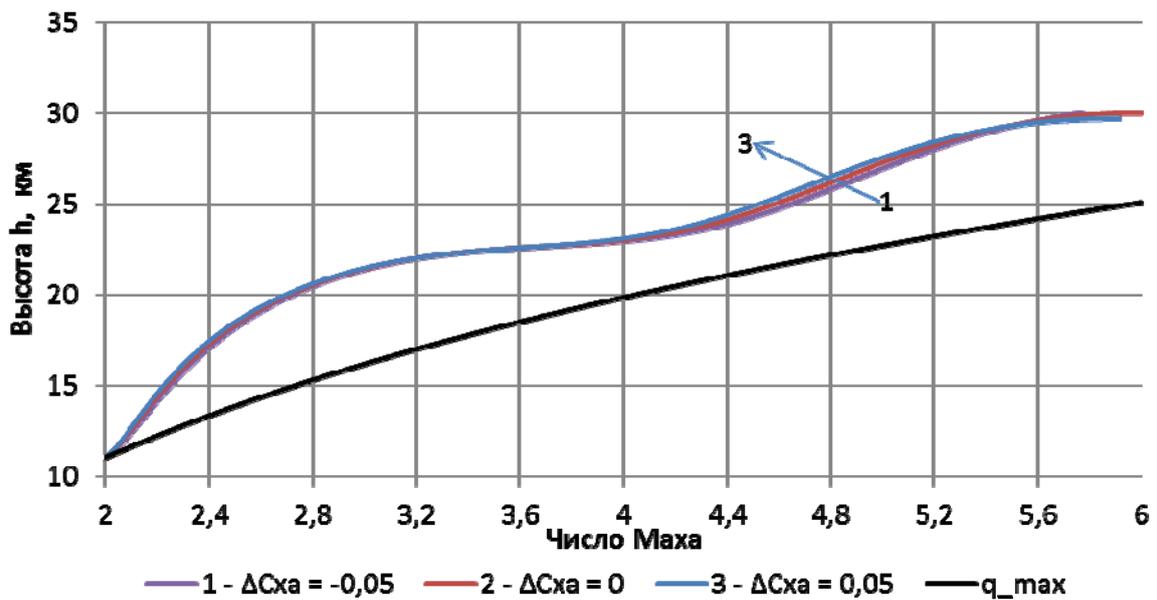


Рис. 5. Траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

В табл. 3, 4 приведены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений: M_k, θ_k, h_k . Аэродинамические возмущения представлены коэффициентом Δ ; $\Delta M, \Delta \theta, \Delta h$ – соответственно отклонения по скорости (числу Маха), углу наклона траектории и высоте.

Таблица 3. Отклонения конечных условий возмущённого движения при отклонениях коэффициента подъёмной силы

ΔC_{ya}	-0,05	0,05
ΔM	-0,41	0
$\Delta \theta$, град	1,4	0,7
Δh , м	0	-154

Таблица 4. Отклонения конечных условий возмущённого движения при отклонениях коэффициента лобового сопротивления

ΔC_{xa}	-0,05	0,05
ΔM	-0,23	-0,09
$\Delta \theta$, град	1,6	-0,2
Δh , м	0	-316

Из рис. 4 и табл. 3 следует, что при предельном уменьшении коэффициента подъёмной силы ГС достигает заданной конечной высоты полёта с положительным углом наклона траектории, но не достигает заданной конечной скорости (числа М). При предельном увеличении коэффициенты подъёмной силы ГС достигает заданной конечной скорости полёта при положительном угле наклона траектории, но не достигает заданной конечной высоты.

Из рис. 5 и табл. 4 следует, что при предельном уменьшении коэффициента лобового сопротивления ГС достигает заданной конечной высоты полёта с положительным углом наклона траектории, но не достигает заданной конечной скорости. При предельном увеличении коэффициента силы лобового сопротивления ГС не достигает ни заданной конечной скорости полёта, ни заданной конечной высоты.

Отметим, что все траектории набора высоты лежат выше линии максимального скоростного напора.

Оптимизация возмущённого движения

В качестве критерия оптимизации принята масса израсходованного топлива

$$m = m(t_k) - m(t_n), \quad (8)$$

которую необходимо минимизировать.

Требуется определить программу управления углом атаки $\alpha(t)$ для принятой системы уравнений движения в траекторной системе координат с граничными условиями (2), доставляющую минимум функционалу (8).

Задача оптимального управления, как и в [1], решалась с применением формализма принципа максимума Понтрягина [7].

Атмосферные возмущения. При атмосферных возмущениях задача оптимального управления решена для всех ранее указанных значений нормально распределённой случайной величины ξ . В качестве примера для предельно «разреженной» ($\xi = -5,5$) и предельно «плотной» ($\xi = 5,5$) атмосферы на рис. 6 приведены оптимальные программы управления угла атаки, на рис. 7 – траектории набора высоты с разгоном, на рис. 8 – зависимости угла наклона траектории от времени.

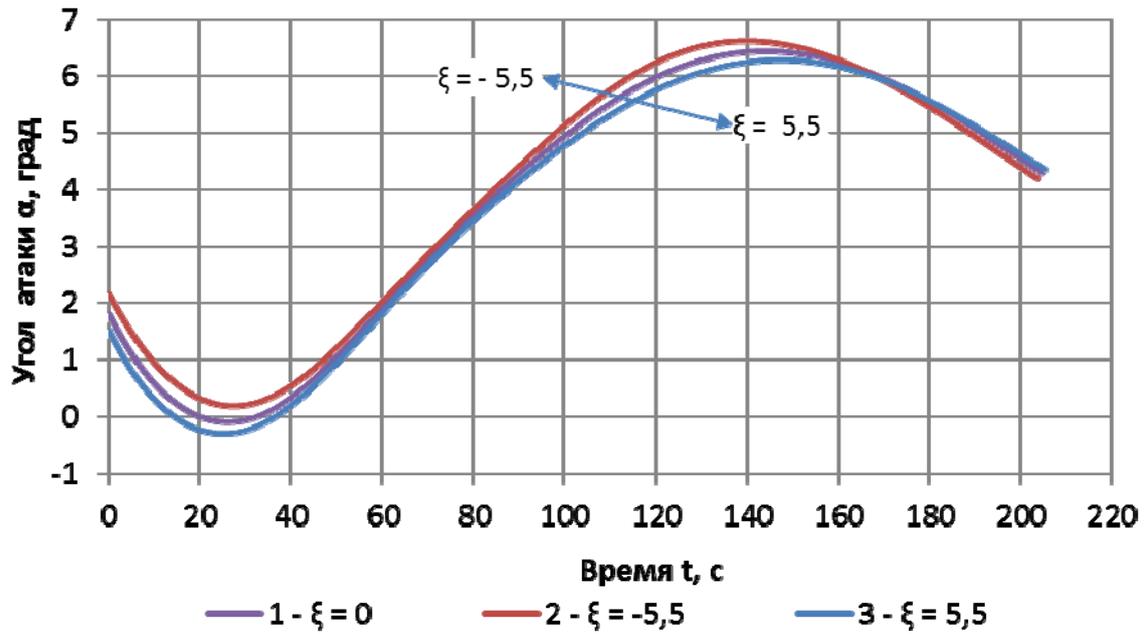


Рис. 6. Оптимальные программы угла атаки при атмосферных возмущениях

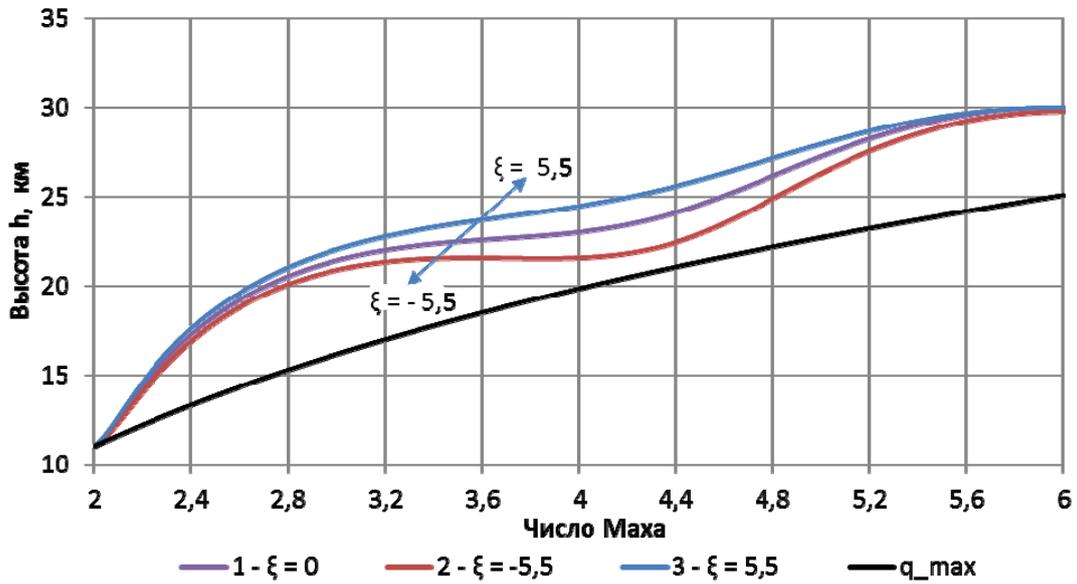


Рис. 7. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при атмосферных возмущениях

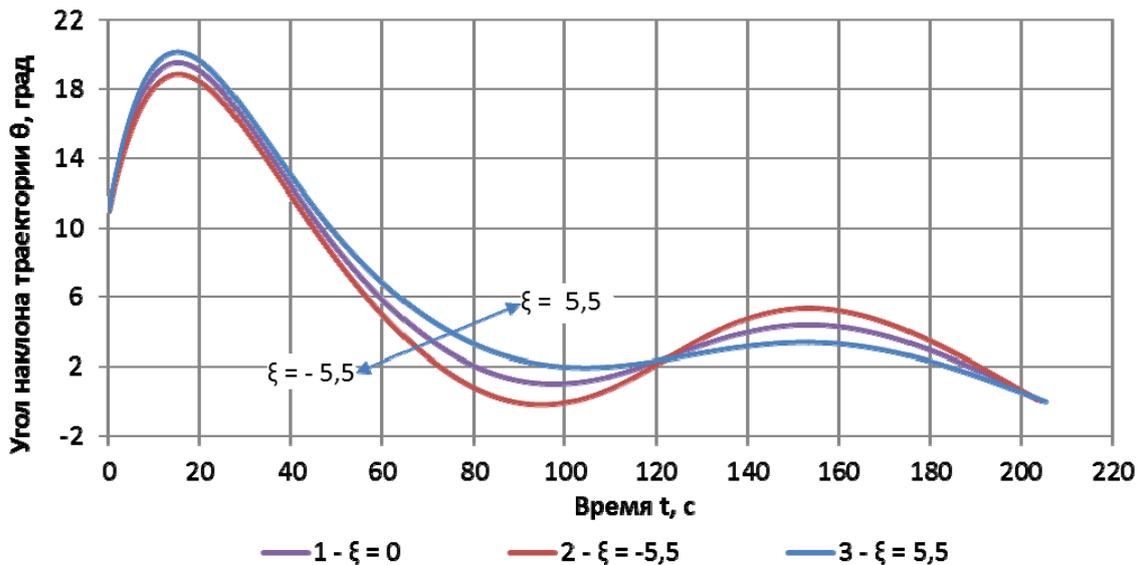


Рис. 8. Зависимость угла наклона траектории от времени для оптимальных траекторий набора высоты с разгоном при атмосферных возмущениях

Из рис. 6 следует, что для «разреженной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъёмной силы для набора высоты в условиях «разреженной» атмосферы. Об этом свидетельствует и то, что траектория при «разреженной» атмосфере имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 7) и даже имеет небольшой рикошет (рис. 8) для обеспечения набора заданной конечной высоты.

Из рис. 6 следует, что для «плотной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что при большей плотности атмосферы ГС может достичь заданной конечной высоты при меньшем коэффициенте подъёмной силы. Уменьшение этого коэффициента приведёт и к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Но даже при меньшем коэффициенте подъёмной силы траектория при «плотной» атмосфере имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 7). Отметим, что траектории набора высоты проходят выше линии максимального скоростного напора.

Конечные значения массы ГС для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 5.

Таблица 5. Конечные значения массы ГС при атмосферных возмущениях

ξ	0	-5,5	5,5
m , кг	278368	278505	278251

Из табл. 5 следует, что наибольшая конечная масса ГС и, следовательно, наименьшие затраты топлива на набор высоты с разгоном соответствуют «разреженной» атмосфере.

Аэродинамические возмущения. При аэродинамических возмущениях задача оптимального управления решена для всех ранее указанных значений отклонений коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления.

В качестве примера для предельных отклонений коэффициентов подъёмной силы ΔC_{ya} на рис. 9 приведены оптимальные программы управления углом атаки, на рис. 10 – траектории набора высоты с разгоном.

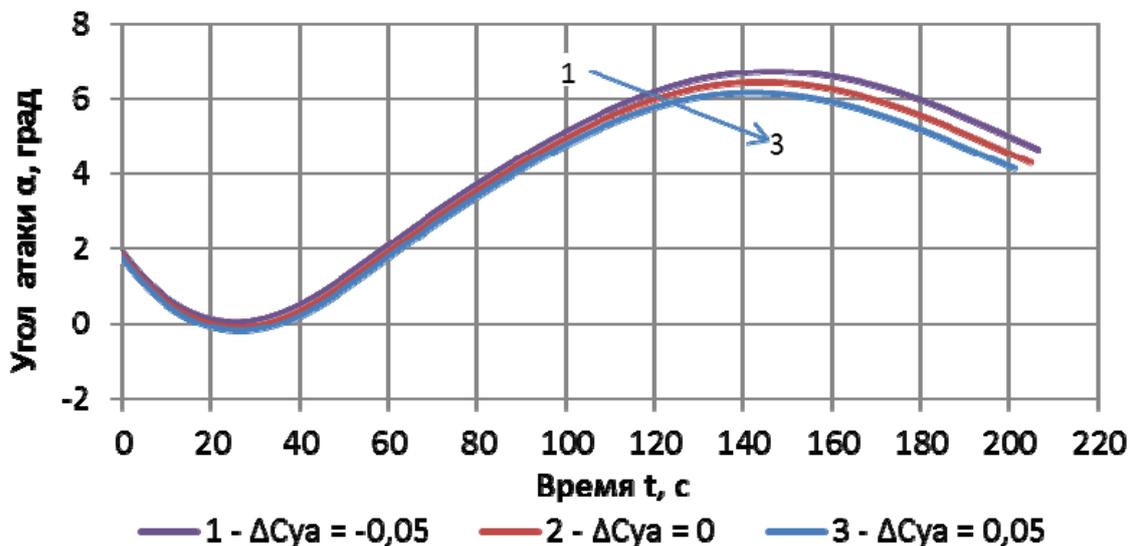


Рис. 9. Оптимальные программы угла атаки при возмущениях коэффициента подъёмной силы

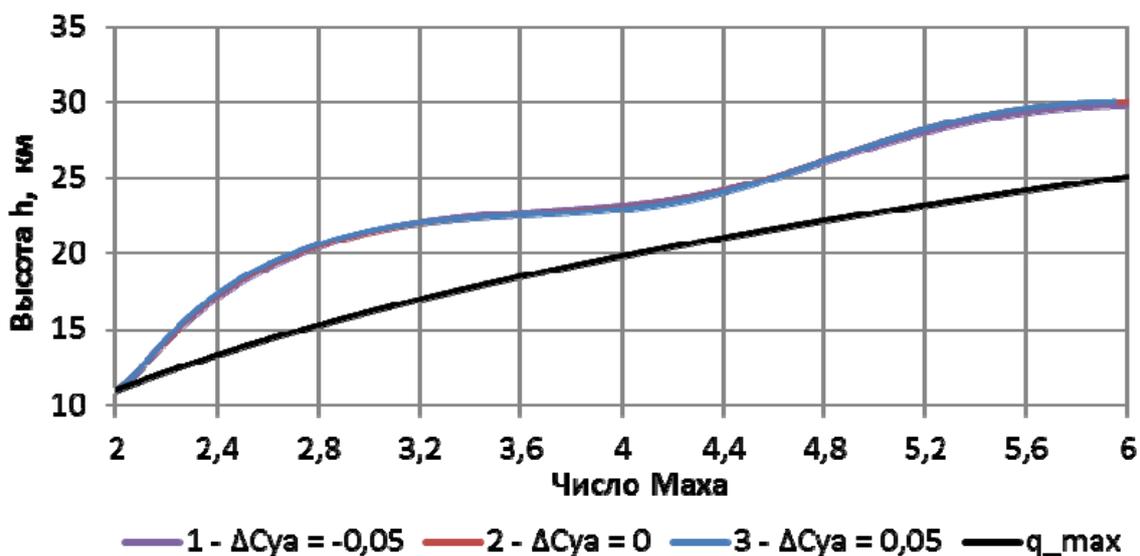


Рис. 10. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента подъёмной силы

Из рис. 9 следует, что для уменьшенного коэффициента подъёмной силы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъёмной силы для набора высоты. Из рис. 9 следует, что для увеличенного коэффициента подъёмной силы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что ГС может достичь заданной конечной высоты при меньшем угле атаки. Это приведёт к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Отметим, что «номинальная» и «возмущён-

ные» траектории набора высоты близки друг к другу и проходят выше линии максимального скоростного напора (рис. 10).

Конечные значения массы ГС для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 6.

Таблица 6. Конечные значения массы ГС при изменении коэффициента подъемной силы

ΔC_{ya}	-0,05	0	0,05
m , кг	278257	278368	278600

Из табл. 6 следует, что наибольшая конечная масса соответствует лучшим аэродинамическим характеристика ГС – увеличению коэффициента подъемной силы. Это косвенно свидетельствует о правильности решения задачи оптимизации.

В качестве примера для предельных отклонений коэффициентов лобового сопротивления ΔC_{xa} на рис. 11 приведены оптимальные программы управления углом атаки, на рис. 12 – траектории набора высоты с разгоном.

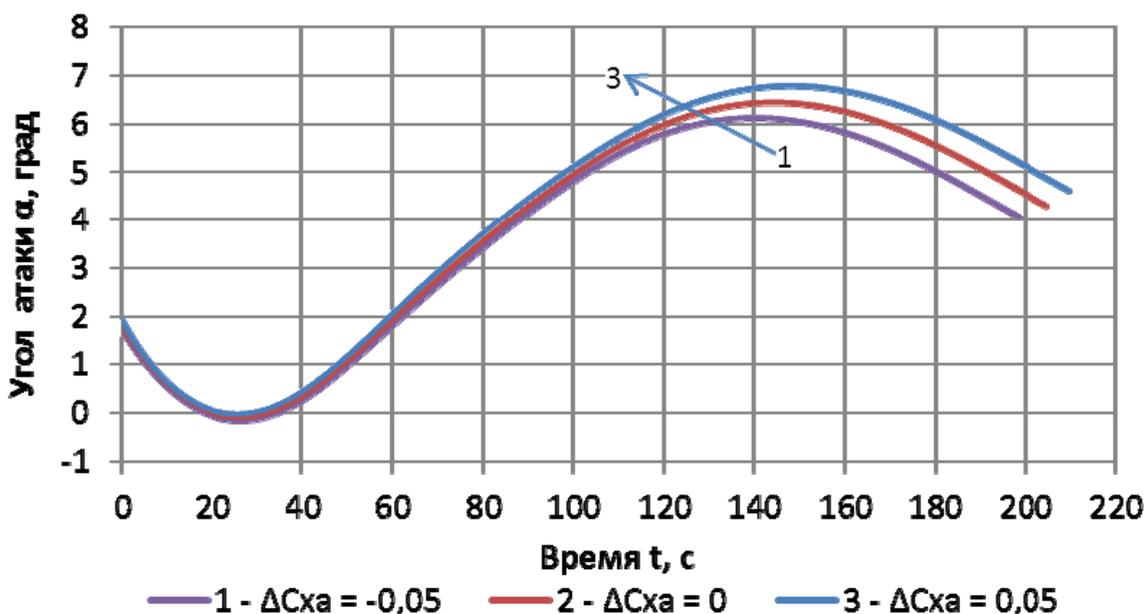


Рис. 11. Оптимальные программы угла атаки при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

Из рис. 11 следует, что для увеличенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъемной силы для набора высоты в условиях усилившегося торможения ГС. Об этом свидетельствует и то, что «возмущённая» траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 12), т.е. находится в более «разреженных» слоях атмосферы.

Из рис. 11 следует, что для уменьшенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что ГС может достичь заданной конечной высоты при меньшем угле атаки. Это приведёт к благоприятному снижению коэффициента

лобового сопротивления. Об этом свидетельствует и то, что «возмущённая» траектория имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 12), т.е. находится в более «плотных» слоях атмосферы.

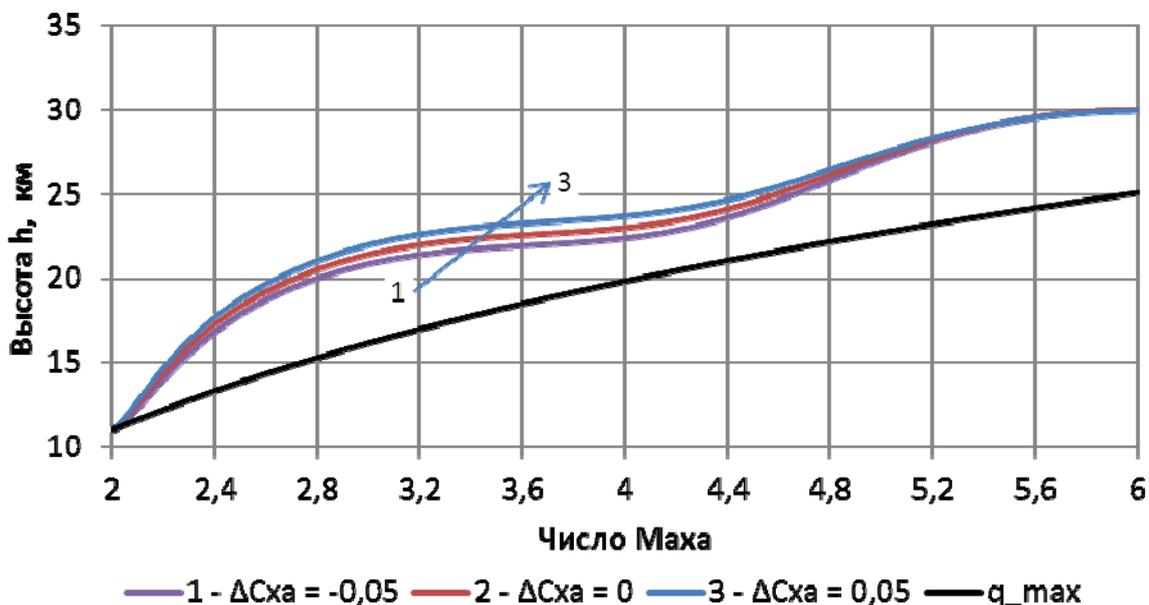


Рис. 12. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

Отметим, что «номинальная» и «возмущённые» траектории набора высоты проходят выше линии максимального скоростного напора (рис. 12).

Конечные значения массы ГС для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 7.

Таблица 7. Конечные значения массы ГС при изменении коэффициента лобового сопротивления

ΔC_{xa}	-0,05	0	0,05
m , кг	278628	278368	278180

Из табл. 7 следует, что наибольшая конечная масса соответствует лучшим аэродинамическим характеристикам ГС – уменьшению коэффициента лобового сопротивления. Это косвенно свидетельствует о правильности решения задачи оптимизации.

Заключение

Полученные для принятых атмосферных и аэродинамических возмущений оптимальные программы угла атаки имеют тот же характер, что и «номинальная» оптимальная программа.

Для «разреженной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы, а траектория имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория. Для «плотной» атмосферы углы атаки опти-

мальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы, а траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория.

Для уменьшенного коэффициента подъёмной силы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы, а для увеличенного коэффициента подъёмной силы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. «Номинальная» и «возмущённые» траектории набора высоты близки друг к другу.

Для увеличенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы, а траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория. Для уменьшенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы, а траектория имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория.

Наибольшая конечная масса гиперзвукового самолёта при атмосферных возмущениях соответствует «разреженной» атмосфере, а при аэродинамических возмущениях – увеличению коэффициента подъёмной силы и уменьшению коэффициента лобового сопротивления.

Все траектории набора высоты находятся выше линии максимального скоростного напора.

Библиографический список

1. 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
2. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.
3. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.
4. 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.
5. 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
6. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.
7. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

DISTURBED MOTION OF A HYPERSONIC VEHICLE IN CLIMB

© 2019

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

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

Disturbed motion of a hypersonic vehicle in climb is analyzed. Deviations of atmospheric density from standard values and deviations of aerodynamic force coefficients from nominal values are taken as disturbances. Disturbed motion of a hypersonic vehicle with the optimum angle-of-attack schedule and nominal flight characteristics is modeled. Deviations of terminal conditions of disturbed motion from the target values of velocity, altitude and path inclination are determined. Using the method of Pontryagin's maximum principle the problem of fuel mass minimum consumed in hypersonic acceleration climb is solved for disturbed motion. Optimal angle-of-attack schedules, optimal flight paths and finite values of the hypersonic vehicle's mass are determined. Comparative analysis of optimal control programs and flight paths obtained for disturbed and undisturbed motion is carried out.

Hypersonic vehicle; climb; acceleration; angle-of-attack schedule; atmospheric disturbances; aerodynamic disturbances; optimal control; fuel mass minimum; maximum principle method.

Citation: Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20

References

1. 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.)
2. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
3. 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.
4. 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-tehnicheskie 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.)
5. 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.)
6. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.
7. 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.

ПОЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАВНОВЕСИЯ ДИНАМИЧЕСКИ СИММЕТРИЧНОГО НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT ПОД ДЕЙСТВИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТОВ

© 2019

Е. В. Барина кандидат технических наук, доцент кафедры высшей математики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; L5545@yandex.ru

И. А. Тимбай доктор технических наук, профессор, профессор межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; timbai@mail.ru

Рассматривается движение вокруг центра масс динамически симметричного неуправляемого наноспутника формата CubeSat на круговой орбите под действием аэродинамического и гравитационного моментов. Определены положения равновесия наноспутника в траекторной системе координат с учётом того, что коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления зависит от пространственного угла атаки и угла собственного вращения. Получены формулы, позволяющие вычислить значения углов атаки, прецессии и собственного вращения, соответствующие положениям равновесия, в зависимости от инерционно-массовых и геометрических параметров наноспутника и высоты орбиты. Показано, что в случае преобладания гравитационного момента над аэродинамическим существует 16 положений равновесия, в случае преобладания аэродинамического момента над гравитационным существует 8 положений равновесия, в случае соизмеримых величин аэродинамического и гравитационного моментов возможно 8, 12 или 16 положений равновесия. По полученным формулам вычислены положения равновесия наноспутника SamSat-QB50. Указаны диапазоны высот, на которых наноспутник SamSat-QB50 имеет 8, 12 или 16 положений равновесия относительно центра масс.

Наноспутник формата CubeSat; положения углового равновесия; аэродинамический момент; гравитационный момент; угол атаки; угол прецессии; угол собственного вращения.

Цитирование: Барина Е.В., Тимбай И.А. Положения относительного равновесия динамически симметричного наноспутника формата CubeSat под действием гравитационного и аэродинамического моментов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 21-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-21-32

Введение

Обеспечение заданной ориентации наноспутников в пространстве является важным вопросом, так как от этого зависит выполнение многих целевых задач полёта. Необходимая ориентация наноспутника может обеспечиваться с помощью пассивных или комбинированных систем стабилизации. При создании этих систем необходимо учитывать характер неуправляемого движения наноспутника относительно центра масс под действием моментов внешних сил. При изучении неуправляемого движения важной задачей является определение положений равновесий наноспутника относительно центра масс. Знание положений равновесия и характера движения наноспутника в их окрестности позволяет использовать моменты внешних сил для обеспечения необходимой ориентации.

В работах Сарычева В.А. рассматривается динамика спутника со смещённым центром давления относительно центра масс по трём координатам и тремя не равными главными моментами инерции при действии аэродинамического и гравитационного

моментов. Предложен символично-численный метод определения всех положений равновесия спутника в орбитальной системе координат [1-3]. В этих работах «действие атмосферы на спутник сводится к силе сопротивления, приложенной в центре давления и направленной против скорости центра масс спутника относительно воздуха» и коэффициент данной силы не зависит от ориентации аппарата относительно набегающего потока, то есть является постоянным, что достаточно точно выполняется для формы спутника, близкой к сферической.

Работа посвящена определению положений равновесия углового движения наноспутника формата CubeSat на круговой орбите под действием аэродинамического и гравитационного моментов. Отличительной особенностью наноспутников формата CubeSat является то, что они имеют форму прямоугольного параллелепипеда и, как следствие, коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления зависит от ориентации спутника относительно набегающего потока (углов атаки и собственного вращения). Кроме того, максимальное и минимальное значения данного коэффициента значительно отличаются (например, для наноспутника CubeSat 3U отношение максимального значения коэффициента силы лобового сопротивления к минимальному равно 4,24).

В работе определены положения равновесия динамически симметричного наноспутника формата CubeSat при смещении центра масс от геометрического центра по трём осям, при движении по круговой орбите под действием аэродинамического и гравитационного моментов.

Математическая модель

Для описания движения наноспутника относительно центра масс введены две системы координат (СК): траекторная (совпадающая с орбитальной в случае круговой орбиты) и связанная. Связь между системами координат определяется с помощью углов Эйлера.

Матрица перехода от траекторной системы координат к связанной определяется следующим образом:

$$B_{пер} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha \sin \psi & -\sin \alpha \cos \psi \\ \sin \alpha \sin \varphi & \cos \varphi \cos \psi - \cos \alpha \sin \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \psi + \cos \alpha \sin \varphi \cos \psi \\ \sin \alpha \cos \varphi & -\sin \varphi \cos \psi - \cos \alpha \cos \varphi \sin \psi & -\sin \varphi \sin \psi + \cos \alpha \cos \varphi \cos \psi \end{bmatrix}.$$

Здесь α – пространственный угол атаки (угол между продольной осью наноспутника и вектором скорости центра масс), ψ – угол прецессии (угол между плоскостью полёта и плоскостью угла атаки), φ – угол собственного вращения (угол между плоскостью угла атаки и поперечной осью наноспутника).

Гравитационный момент в связанной с наноспутником системе координат имеет следующие проекции [4]:

$$\begin{aligned} M_{xg} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (C - B) b_{23} b_{33}, \\ M_{yg} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (A - C) b_{13} b_{33}, \\ M_{zg} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (B - A) b_{13} b_{23}, \end{aligned} \tag{1}$$

где A, B, C – главные центральные моменты инерции наноспутника; b_{ij} – элементы матрицы перехода B_{nep} ; μ – гравитационная постоянная Земли; R – расстояние центра масс спутника от центра притяжения.

Для круговой орбиты справедливо соотношение $\frac{\mu}{R^3} = \omega_{orb}^2$, где ω_{orb} – орбитальная угловая скорость.

Аэродинамический момент для наноспутников, имеющих форму прямоугольного параллелепипеда, в связанной с наноспутником системе координат можно представить в следующем виде [5]:

$$\begin{aligned} M_{ax} &= -C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (\Delta y b_{31} - \Delta z b_{21}), \\ M_{ay} &= -C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (\Delta z b_{11} - \Delta x b_{31}), \\ M_{az} &= -C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (\Delta x b_{21} - \Delta y b_{11}). \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $C_{xa} = c_0 (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))$ – коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления; $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор; ρ – плотность атмосферы на данной высоте; V – скорость полёта наноспутника; $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ – положение центра давления (геометрического центра) относительно центра масс; S_{xap} – характерная площадь наноспутника; c_0 – коэффициент, который может принимать значения от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности наноспутника, для проектных проработок принимается равным 2,2; k – отношение боковой площади поверхности наноспутника к характерной площади.

Так как оси связанной СК $Oxuz$ являются главными центральными осями инерции наноспутника, то уравнения пространственного движения наноспутника относительно центра масс под действием аэродинамического и гравитационного моментов можно записать в следующем виде [4]:

$$\begin{aligned} A \dot{\omega}_x + (C - B) \omega_y \omega_z &= M_{gx} + M_{ax}, \\ B \dot{\omega}_y + (A - C) \omega_z \omega_x &= M_{gy} + M_{ay}, \\ C \dot{\omega}_z + (B - A) \omega_x \omega_y &= M_{gz} + M_{az}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости $\vec{\omega}$ на оси связанной СК.

Вектор угловой скорости можно представить в виде:

$$\vec{\omega} = \vec{\psi} + \vec{\phi} + \vec{\alpha} + \vec{\omega}_{orb}.$$

Тогда кинематические соотношения имеют вид:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\psi} \cos \alpha + \dot{\phi} + \omega_{orb} b_{12}, \\ \omega_y &= \dot{\psi} \sin \varphi \sin \alpha + \dot{\alpha} \cos \varphi + \omega_{orb} b_{22}, \\ \omega_z &= \dot{\psi} \cos \varphi \sin \alpha - \dot{\alpha} \sin \varphi + \omega_{orb} b_{32}. \end{aligned} \quad (4)$$

Динамические уравнения Эйлера (3) и кинематические соотношения (4) составляют полную систему уравнений движения наноспутника относительно центра масс.

Положением равновесия называется такое положение наноспутника, в котором наноспутник будет находиться всё время, если в начальный момент времени он находился в этом положении и скорости всех его точек были равны нулю [6]. Из определения следует, что скорости изменения углов равны нулю ($\dot{\alpha} = 0, \dot{\psi} = 0, \dot{\phi} = 0$) и тогда уравнения (4) примут вид:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \omega_{op\bar{o}} b_{12}, \\ \omega_y &= \omega_{op\bar{o}} b_{22}, \\ \omega_z &= \omega_{op\bar{o}} b_{32}.\end{aligned}\tag{5}$$

Подставляя проекции аэродинамического (1) и гравитационного (2) моментов и систему уравнений (5) в динамические уравнения Эйлера (3), получаем систему для определения положений равновесия:

$$\begin{aligned}(C - B)\omega_{op\bar{o}}^2 (b_{22}b_{32} - 3b_{23}b_{33}) + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta y b_{31} - \Delta z b_{21}) &= 0, \\ (A - C)\omega_{op\bar{o}}^2 (b_{32}b_{12} - 3b_{33}b_{13}) + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta z b_{11} - \Delta x b_{31}) &= 0, \\ (B - A)\omega_{op\bar{o}}^2 (b_{12}b_{22} - 3b_{13}b_{23}) + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta x b_{21} - \Delta y b_{11}) &= 0.\end{aligned}\tag{6}$$

В дальнейшем удобнее использовать эквивалентную систему:

$$\begin{aligned}(A - B)\omega_{op\bar{o}}^2 b_{12}b_{13} + (C - B)\omega_{op\bar{o}}^2 b_{32}b_{33} &= 0, \\ 3(A - B)\omega_{op\bar{o}}^2 b_{13}b_{11} + 3(C - B)\omega_{op\bar{o}}^2 b_{31}b_{33} - \\ - c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta x b_{13} + \Delta y b_{23} + \Delta z b_{33}) &= 0, \\ (A - B)\omega_{op\bar{o}}^2 b_{12}b_{11} + (C - B)\omega_{op\bar{o}}^2 b_{32}b_{31} + \\ + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta x b_{12} + \Delta y b_{22} + \Delta z b_{32}) &= 0.\end{aligned}\tag{7}$$

Определим положения равновесия для динамически симметричного наноспутника формата CubeSat со смещением центра масс от геометрического центра по трём координатам ($A \neq B = C$ и $\Delta x \neq 0, \Delta y \neq 0, \Delta z \neq 0$).

В этом случае система (6) примет вид:

$$\begin{aligned}c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta y b_{31} - \Delta z b_{21}) &= 0, \\ (A - B)\omega_{op\bar{o}}^2 (b_{32}b_{12} - 3b_{33}b_{13}) + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta z b_{11} - \Delta x b_{31}) &= 0, \\ (A - B)\omega_{op\bar{o}}^2 (b_{12}b_{22} - 3b_{13}b_{23}) - c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta x b_{21} - \Delta y b_{11}) &= 0.\end{aligned}\tag{8}$$

Система (7) примет вид:

$$\begin{aligned} (A-B)\omega_{op\delta}^2 b_{12}b_{13} &= 0, \\ 3(A-B)\omega_{op\delta}^2 b_{13}b_{11} - c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta x b_{13} + \Delta y b_{23} + \Delta z b_{33}) &= 0, \\ (A-B)\omega_{op\delta}^2 b_{12}b_{11} + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|))(\Delta x b_{12} + \Delta y b_{22} + \Delta z b_{32}) &= 0. \end{aligned} \quad (9)$$

Из первого уравнения (9) получаем:

$$b_{12} = 0 \text{ или } b_{13} = 0, \text{ то есть } \sin \alpha \sin \psi = 0 \text{ или } \sin \alpha \cos \psi = 0.$$

Тогда

- 1) $\sin \alpha = 0 \Rightarrow \alpha = 0, \alpha = \pi$;
- 2) $\sin \psi = 0 \Rightarrow \psi = 0, \psi = \pi$;
- 3) $\cos \psi = 0 \Rightarrow \psi = \frac{\pi}{2}, \psi = \frac{3\pi}{2}$.

Положения равновесия, когда $\alpha=0$ или $\alpha = \pi$, возможны только в случае, если $\Delta y = \Delta z = 0$. Этот случай рассмотрим позднее.

При $\Delta y \neq 0, \Delta z \neq 0$ следует рассмотреть $\psi_1 = 0, \psi_2 = \pi, \psi_3 = \frac{\pi}{2}, \psi_4 = \frac{3\pi}{2}$.

Из первого уравнения (8) получаем выражение для угла собственного вращения:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\Delta y}{\Delta z} \Rightarrow \varphi_1 = \begin{cases} \operatorname{arctg} \frac{\Delta y}{\Delta z} + \pi, & \Delta z < 0, \\ \operatorname{arctg} \frac{\Delta y}{\Delta z}, & \Delta z > 0. \end{cases} \quad (10)$$

Второе значение угла собственного вращения $\varphi_2 = \varphi_1 + \pi$.

Для всех возможных сочетаний углов прецессии и собственного вращения (8 возможных случаев) определены значения угла атаки. После решения соответствующих квадратных уравнений относительно $\operatorname{ctg} \alpha$ были выбраны значения, которые удовлетворяют всем ограничениям, а именно – действительные значения со знаком, соответствующим выбранной четверти.

Введём следующие обозначения:

$$\begin{aligned} w &= k(|\Delta y| + |\Delta z|) > 0, \\ u &= \left(\sqrt{w} + \sqrt{|\Delta x|} \right)^2 = \left(\sqrt{k(|\Delta y| + |\Delta z|)} + \sqrt{|\Delta x|} \right)^2, \\ v &= \frac{2\omega_{op\delta}^2 (B-A)}{c_0 \rho V^2 S_{xap}} = \frac{2(B-A)}{c_0 \rho (H + R_3)^2 S_{xap}}, \end{aligned} \quad (11)$$

где R_3 – радиус Земли; H – высота орбиты над поверхностью Земли.

Окончательный результат представлен в виде табл. 1, 2.

Таблица 1. Положения равновесия для случая $v > 0, (B > A)$

		$\Delta x < 0$			$\Delta x > 0$		
		$v < \frac{u}{3}$	$\frac{u}{3} < v < u$	$u < v$	$v < \frac{u}{3}$	$\frac{u}{3} < v < u$	$u < v$
$\psi_1 = 0$ ($\psi_3 = \pi$)	φ_1	α_3	$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$	$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$	α_1	$\alpha_1, \alpha_3, \alpha_4$	$\alpha_1, \alpha_3, \alpha_4$
	φ_2	α_6	α_6	α_6	α_8	α_8	α_8
$\psi_2 = \frac{\pi}{2}$ ($\psi_4 = \frac{3\pi}{2}$)	φ_1	α_{11}	α_{11}	α_{11}	α_9	α_9	α_9
	φ_2	α_{14}	α_{14}	$\alpha_{14}, \alpha_{15}, \alpha_{16}$	α_{16}	α_{16}	$\alpha_{13}, \alpha_{14}, \alpha_{16}$
Число положений равновесия		8	12	16	8	12	16

Таблица 2. Положения равновесия для случая $v < 0, (A > B)$

		$\Delta x < 0$			$\Delta x > 0$		
		$ v < \frac{u}{3}$	$\frac{u}{3} < v < u$	$u < v $	$ v < \frac{u}{3}$	$\frac{u}{3} < v < u$	$u < v $
$\psi_1 = 0$ ($\psi_3 = \pi$)	φ_1	α_3	α_3	α_3	α_1	α_1	α_1
	φ_2	α_6	$\alpha_6, \alpha_7, \alpha_8$	$\alpha_6, \alpha_7, \alpha_8$	α_8	$\alpha_5, \alpha_6, \alpha_8$	$\alpha_5, \alpha_6, \alpha_8$
$\psi_2 = \frac{\pi}{2}$ ($\psi_4 = \frac{3\pi}{2}$)	φ_1	α_{11}	α_{11}	$\alpha_9, \alpha_{10}, \alpha_{11}$	α_9	α_9	$\alpha_9, \alpha_{11}, \alpha_{12}$
	φ_2	α_{14}	α_{14}	α_{14}	α_{16}	α_{16}	α_{16}
Число положений равновесия		8	12	16	8	12	16

Здесь

$$\varphi_1 = \begin{cases} \arctg \frac{\Delta y}{\Delta z} + \pi, & \Delta z < 0, \\ \arctg \frac{\Delta y}{\Delta z}, & \Delta z > 0, \end{cases}$$

$$\varphi_2 = \varphi_1 + \pi,$$

$$\alpha_{1,2} = \arctg \left(\frac{-(w - 3v - \Delta x) \pm \sqrt{(w - 3v - \Delta x)^2 + 4\Delta x w}}{2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{3,4} = \arctg \left(\frac{-(w - 3v + \Delta x) \pm \sqrt{(w - 3v + \Delta x)^2 - 4\Delta x w}}{-2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{3,6} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{-(-w-3v-\Delta x) \pm \sqrt{(-w-3v-\Delta x)^2 - 4\Delta x w}}{-2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{7,8} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{-(-w-3v+\Delta x) \pm \sqrt{(-w-3v+\Delta x)^2 + 4\Delta x w}}{2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{9,10} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{-(w+v-\Delta x) \pm \sqrt{(w+v-\Delta x)^2 + 4\Delta x w}}{2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{11,12} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{-(w+v+\Delta x) \pm \sqrt{(w+v+\Delta x)^2 - 4\Delta x w}}{-2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{13,14} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{-(-w+v-\Delta x) \pm \sqrt{(-w+v-\Delta x)^2 - 4\Delta x w}}{-2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

$$\alpha_{15,16} = \operatorname{arccctg} \left(\frac{-(-w+v+\Delta x) \pm \sqrt{(-w+v+\Delta x)^2 + 4\Delta x w}}{2\sqrt{\Delta y^2 + \Delta z^2}} \right),$$

где верхний знак соответствует первому индексу, нижний знак – второму индексу.

Из табл. 1, 2 можно определить условия, при которых изменяется число положений относительного равновесия:

при $|v| < \frac{u}{3} - 8$ положений относительного равновесия, что объясняется преобладанием аэродинамического момента над гравитационным;

при $\frac{u}{3} < |v| < u - 12$ положений относительного равновесия, когда гравитационный и аэродинамический моменты соизмеримы;

при $u < |v| - 16$ положений относительного равновесия, что объясняется преобладанием гравитационного момента над аэродинамическим.

Приведём результаты для случая, когда $A \neq B = C$, $\Delta x \neq 0$ и $\Delta y = \Delta z = 0$. В этом случае система (9) примет вид:

$$(A-B)\omega_{op\sigma}^2 b_{12} b_{13} = 0,$$

$$3(A-B)\omega_{op\sigma}^2 b_{13} b_{11} - c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} \Delta x b_{13} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|)) = 0, \quad (12)$$

$$(A-B)\omega_{op\sigma}^2 b_{12} b_{11} + c_0 \frac{\rho V^2}{2} S_{xap} \Delta x b_{12} (|b_{11}| + k(|b_{21}| + |b_{31}|)) = 0.$$

Получаем, что при любом соотношении аэродинамического и гравитационного моментов имеют место два положения равновесия по углу атаки: $\alpha=0$ и $\alpha=\pi$ (при любых значениях углов прецессии и собственного вращения). Кроме того, при уменьшении влияния аэродинамического момента (то есть при выполнении условий

$v > |\Delta x|/3$ или $v > |\Delta x|$) появляются положения равновесия по углу атаки, зависящие от угла собственного вращения φ при фиксированных значениях угла прецессии ψ . Окончательный результат приведён в табл. 3.

Таблица 3. Положения равновесия для случая $\Delta x \neq 0, \Delta y = \Delta z = 0$

	$\Delta x > 0$ и $v > 0$ или $\Delta x < 0$ и $v < 0$			$\Delta x < 0$ и $v > 0$ или $\Delta x > 0$ и $v < 0$		
	$ v < \frac{ \Delta x }{3}$	$\frac{ \Delta x }{3} < v < \Delta x $	$ \Delta x < v $	$ v < \frac{ \Delta x }{3}$	$\frac{ \Delta x }{3} < v < \Delta x $	$ \Delta x < v $
$\psi_1 = 0 (\psi_3 = \pi)$	-	α_2	α_2	-	α_1	α_1
$\psi_2 = \frac{\pi}{2} (\psi_4 = \frac{3\pi}{2})$	-	-	α_3	-	-	α_4

Здесь $\alpha_{1,2} = \text{arccctg} \left(\frac{-\Delta x k (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)}{3v \pm \Delta x} \right)$, $\alpha_{3,4} = \text{arccctg} \left(\frac{\Delta x k (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)}{v \mp \Delta x} \right)$.

Определение положений равновесия для наноспутника SamSatQB50

С использованием полученных формул определены положения равновесия для наноспутника SamSat-QB50, который был создан в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королёва в рамках международного университетского проекта QB50 и предназначался для исследования термосферы Земли в составе группировки наноспутников формата CubeSat [7]. Рассмотрены различные значения высоты круговой орбиты. В работе использована стандартная плотность атмосферы согласно ГОСТ 4401-81 [8].

Характеристики наноспутника:

$$m = 2,1 \text{ кг}, \quad l = 0,32 \text{ м}, \quad a = 0,1 \text{ м}, \quad S_{\text{хар}} = a^2 = 0,01 \text{ м}^2, \quad k = \frac{l}{a} = 3,2,$$

$$A = 0,0051 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad B = C = 0,016 \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$\Delta x = -0,061 \text{ м}, \quad \Delta y = -0,0013 \text{ м}, \quad \Delta z = -0,00053 \text{ м}.$$

Другие параметры:

$$c_0 = 2,2, \quad R_3 = 6371000 \text{ м}.$$

При подстановке в (11) получаем:

$$w = k (|\Delta y| + |\Delta z|) = 0,0045 \text{ м},$$

$$u = \left(\sqrt{w} + \sqrt{|\Delta x|} \right)^2 = 0,049 \text{ м}, \quad \frac{u}{3} = 0,016 \text{ м}.$$

При высоте $H = 400000 \text{ м}$, $\rho(H) = 2,79 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$ получим

$$v = \frac{2\omega_{орб}^2 (B - A)}{c_0 \rho V^2 S_{хар}} = \frac{2(B - A)}{c_0 \rho (H + R_3)^2 S_{хар}} = 0,0077 \text{ м} > 0,$$

Так как на этой высоте $0 < v < \frac{u}{3}$, воспользуемся первым столбцом табл. 1. На данной высоте наноспутник имеет 8 положений относительного равновесия, что объясняется преобладанием аэродинамического момента над гравитационным. Результаты вычислений приведены в табл. 4.

Таблица 4. Положения относительного равновесия SamSat-QB50 на высоте $H = 400\,000$ м

	ψ , град	φ , град	α , град		ψ , град	φ , град	α , град
1	0	247,5	179	5	180	247,5	179
2	0	67,5	2	6	180	67,5	2
3	90	247,5	178,5	7	270	247,5	178,5
4	90	67,5	1	8	270	67,5	1

При высоте $H = 500\,000$ м, $\rho(H) = 0,521 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$, $v = 0,04 \text{ м}$.

Так как на данной высоте $\frac{u}{3} < v < u$, то воспользуемся вторым столбцом табл. 1.

На данной высоте 12 положений относительного равновесия, что объясняется уменьшением влияния аэродинамического момента. Результаты вычислений приведены в табл. 5.

Таблица 5. Положения относительного равновесия SamSat-QB50 на высоте $H = 500\,000$ м

	ψ , град	φ , град	α , град		ψ , град	φ , град	α , град
1	0	247,5	1,6	7	180	247,5	1,6
2	0	247,5	14,4	8	180	247,5	14,4
3	0	247,5	179,5	9	180	247,5	179,5
4	0	67,5	19,3	10	180	67,5	19,3
5	90	247,5	177	11	270	247,5	177
6	90	67,5	0,8	12	270	67,5	0,8

При высоте $H = 560\,000$ м, $\rho(H) = 0,205 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$, $v = 0,1 \text{ м}$.

Так как на данной высоте $u < v$, то воспользуемся третьим столбцом табл. 1. На данной высоте 16 положений относительного равновесия, что объясняется увеличением влияния гравитационного момента по сравнению с аэродинамическим. Результаты вычислений приведены в табл. 6.

Таблица 6. Положения относительного равновесия SamSat-QB50 на высоте $H = 560\,000$ м

	ψ , град	φ , град	α , град		ψ , град	φ , град	α , град
1	0	247,5	0,3	9	180	247,5	0,3
2	0	247,5	50,2	10	180	247,5	50,2
3	0	247,5	179,8	11	180	247,5	179,8
4	0	67,5	51,5	12	180	67,5	51,5
5	90	247,5	165,7	13	270	247,5	165,7
6	90	67,5	0,5	14	270	67,5	0,5
7	90	67,5	173	15	270	67,5	173
8	90	67,5	176,7	16	270	67,5	176,7

На рис. 1 приведена гистограмма зависимости числа положений относительного равновесия для наноспутника SamSat-QB50 в зависимости от высоты орбиты.

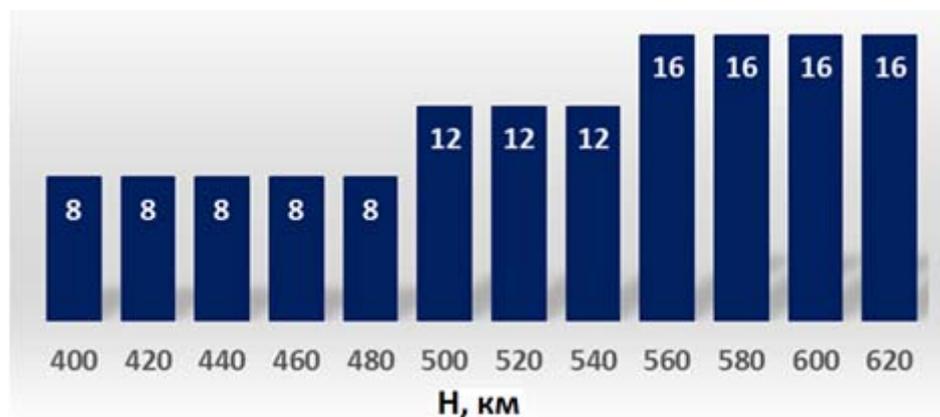


Рис. 1. Гистограмма числа положений относительного равновесия для SamSat-QB50 в зависимости от высоты орбиты

Заключение

Получены формулы для определения положений относительного равновесия динамически симметричного наноспутника формата CubeSat под действием аэродинамического и гравитационного моментов при движении по круговой орбите, когда центр масс смещён относительно геометрического по трём координатам. Показано, что будет не менее 8 положений равновесия, а в случае уменьшения влияния аэродинамического момента и, соответственно, увеличения влияния гравитационного, возможно 12 или 16. Определены условия, при которых изменяется число положений относительного равновесия в зависимости от соотношений таких параметров, как смещение центра масс от геометрического центра, моменты инерции, высота орбиты. Определены положения относительного равновесия наноспутника SamSat-QB50 для различных значений высоты орбиты.

Библиографический список

1. Сарычев В.А., Гутник С.А. Динамика осесимметричного спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов // *Космические исследования*. 2012. Т. 50, № 5. С. 394-402.
2. Sarychev V.A., Mirer S.A., Degtyarev A.A., Duarte E.K. Investigation of equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2007. V. 97, Iss. 4. P. 267-287. DOI: 10.1007/s10569-006-9064-3
3. Сарычев В.А., Гутник С.А. Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Исследование положений равновесия // *Космические исследования*. 2015. Т. 53, № 6. С. 488-496. DOI: 10.7868/S0023420615060072
4. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 416 с.
5. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2015. V. 153. P. 383-397.
6. Гантмахер Ф.Р. Лекции по аналитической механике. М.: Наука, 1966. 300 с.

7. Shakhmatov E., Belokonov I., Timbai I., Ustiugov E., Nikitin A., Shafran S. SSAU project of the nanosatellite SamSat-QB50 for monitoring the Earth's thermosphere parameters // *Procedia Engineering*. 2015. V. 104. P. 139-146. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.04.105

8. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981. 181 с.

RELATIVE EQUILIBRIA OF DYNAMICALLY SYMMETRIC CUBESAT NANOSATELLITE UNDER THE ACTION OF AERODYNAMIC AND GRAVITATIONAL TORQUES

© 2019

E. V. Barinova Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Higher Mathematics;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
L5545@yandex.ru

I. A. Timbai Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of Inter-University Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
timbai@mail.ru

Motion of a dynamically symmetric CubeSat nanosatellite around the mass center on the circular orbit under the action of aerodynamic and gravitational torques is considered. We determined the nanosatellite equilibrium positions in the flight path axis system. We took into account the fact that the CubeSat nanosatellite has a rectangular parallelepiped shape and, therefore, the aerodynamic drag force coefficient depends on the angles of attack and proper rotation. We obtained formulae which allow calculating the values of the angles of attack, precession and proper rotation that correspond to the equilibrium positions, depending on the mass-inertia and geometric parameters of the nanosatellite, the orbit altitude, and the atmospheric density. It is shown that if the gravitational moment predominates over the aerodynamic one, there are 16 equilibrium positions, if the aerodynamic moment predominates over the gravitational one, there are 8 equilibrium positions, and in the case when both moments have comparable values there are 8, 12 or 16 equilibrium positions. Using the formulae obtained, we determined the equilibrium positions of the SamSat-QB50 nanosatellite. We calculated the ranges of altitudes where SamSat-QB50 nanosatellite has 8, 12, or 16 relative equilibrium positions.

CubeSat nanosatellite; angular equilibrium positions; aerodynamic moment; gravitational torque; angle of attack; angle of precession; angle of proper rotation.

Citation: Barinova E.V., Timbai I.A. Relative equilibria of dynamically symmetric CubeSat nanosatellite under the action of aerodynamic and gravitational torques. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 21-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-21-32

References

1. Sarychev V.A., Gutnik S.A. Dynamics of an axisymmetric satellite under the action of gravitational and aerodynamic torques. *Cosmic Research*. 2012. V. 50, Iss. 5. P. 367-375. DOI: 10.1134/S0010952512050061

2. Sarychev V.A., Mirer S.A., Degtyarev A.A., Duarte E.K. Investigation of equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2007. V. 97, Iss. 4. P. 267-287. DOI: 10.1007/s10569-006-9064-3

3. Sarychev V.A., Gutnik S.A. Dynamics of a satellite subject to gravitational and aerodynamic torques. Investigation of equilibrium positions. *Cosmic Research*. 2015. V. 53, Iss. 6. P. 449-457. DOI: 10.1134/S0010952515060064

4. Beletskiy V.V. *Dvizhenie iskusstvennogo sputnika otnositel'no tsentra mass* [Motion of an artificial satellite relative to the center of mass]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 416 p.

5. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2015. V. 153. P. 383-397.

6. Gantmakher F.R. *Lektsii po analiticheskoy mekhanike* [Lectures on analytical mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1966. 300 p.

7. Shakhmatov E., Belokonov I., Timbai I., Ustiugov E., Nikitin A., Shafran S. SSAU project of the nanosatellite SamSat-QB50 for monitoring the Earth's thermosphere parameters. *Procedia Engineering*. 2015. V. 104. P. 139-146. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.04.105

8. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 181 p. (In Russ.)

УМЕНЬШЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОМЕХ МАГНИТНОГО ПОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ

© 2019

- А. М. Безняков** кандидат технических наук, преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; bez-al@mail.ru
- И. С. Гурьев** доктор технических наук, старший научный сотрудник военного института (научно-исследовательского); Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; yka@mil.ru
- И. П. Рыжова** младший научный сотрудник военного института (научно-исследовательского); Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; yka@mil.ru

В статье представлены конструктивные способы уменьшения влияния магнитных помех космических аппаратов, обусловленных его собственными магнитными полями, на бортовые магнитометрические измерения, а также уменьшения возникающих магнитных моментов. Рассмотрены известные способы удаления датчиков магнитометров от мест нахождения наиболее мощных источников магнитных полей космического аппарата, в частности с использованием выдвижных штанг. Кроме того, рассмотрены способы уменьшения влияния собственных магнитных полей космического аппарата на бортовые магнитометрические системы навигационного обеспечения с применением известных замкнутых и предложенных полусферических ферромагнитных экранов.

Космический аппарат; магнитометрические системы навигационного обеспечения; ферромагнитное экранирование; тонкоплёночные ферромагнитные экраны.

Цитирование: Безняков А.М., Гурьев И.С., Рыжова И.П. Уменьшение влияния помех магнитного поля космического аппарата на магнитометрические измерения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 33-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-33-40

Введение

Современные системы решения задач навигации и определения ориентации космических аппаратов (КА), построенные на основе инерциальных измерительных средств, требуют периодической коррекции вследствие накопления со временем погрешности. В качестве корректирующих измерительных средств могут использоваться навигационная аппаратура потребителя глобальной навигационной системы «ГЛОНАСС», оптико-электронные и радиотехнические системы [1; 2]. Однако точностные характеристики вышеуказанных систем могут быть подвержены влиянию состояния геофизической среды и воздействию различного рода помех [3].

Наиболее часто используемыми высокоточными автономными средствами решения задач навигационного обеспечения КА являются астронавигационные системы, построенные на основе оптико-электронных средств. Но они подвержены искусственной и естественной деградации вследствие светового излучения, а также искусственного воздействия микродисперсионных частиц [4]. Поэтому применение дополнительных автономных средств является актуальной задачей. Такими средствами могут служить магнитометрические системы навигационного обеспечения (МСНО), использующие

магнитное поле Земли (МПЗ) для решения задач определения параметров местоположения и ориентации КА.

Способы уменьшения влияния собственных магнитных полей

Достоинствами МСНО являются высокая автономность, помехозащищённость и надёжность, малая масса и энергопотребление, большая перегрузочная способность, низкая стоимость, отсутствие ограничений на угловые перемещения КА и возможность использования в любое время суток и года [5-7]. Для решения задачи пространственного положения КА с применением МСНО предполагается периодическая коррекция выходных параметров бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на основе измеренных и расчётных значений модуля и составляющих вектора индукции МПЗ.

Точность МСНО зависит от решения следующих основных задач:

1. Построение бортовой высокоточной высотной модели МПЗ.
2. Уменьшение погрешности бортового магнитометрического измерителя-магнитометра.
3. Разработка методов уменьшения отрицательного влияния возмущения МПЗ.
4. Повышение точностных характеристик БИНС.
5. Уменьшение погрешностей юстировочных мероприятий согласования положения связанных осей датчиков магнитометра и связанных осей КА.
6. Разработка методов учёта и компенсации собственных магнитных помех КА.

Современные МСНО в перспективе могут обеспечить высокую точность решения задач навигационного обеспечения КА [5; 6]. Это объясняется прежде всего достигнутыми высокими точностными характеристиками магнитометров. Наибольшее применение на КА нашли следующие типы магнитометров: феррозондовые, квантовые, сверхпроводящие, резистивные [8-12].

Первые три типа высокоточных магнитометров обеспечивают точность измерений МПЗ, характеризующихся погрешностями менее 1 нТл. С использованием этих магнитометров перспективные МСНО могут обеспечить высокую точность определения параметров местоположения и ориентацию КА. Так, с использованием перспективных феррозондовых и сверхпроводящих магнитометров МСНО может проводить коррекцию БИНС. В области, ограниченной диапазоном широт менее 60-70 градусов и диапазоном высот от 300 до 10000 км, можно ожидать потенциальных точностей определения угла курса КА, характеризующихся ошибками менее одной угловой минуты.

Одним из основных факторов, отрицательно влияющих на точность решения задач навигации и определения ориентации с использованием МСНО, являются собственные магнитные помехи КА. Кроме того, при движении КА по околоземной орбите проявляется взаимодействие их собственных магнитных полей с МПЗ. Как известно, собственные магнитные помехи КА обусловлены следующими факторами: токовыми системами КА, постоянным и индукционным намагничиванием их ферромагнитных масс, вихревыми токами. Наиболее мощными источниками собственных магнитных помех КА являются солнечные батареи, аккумуляторные батареи, блок сборных шин и кабельная сеть [13]. Следует отметить, что в настоящее время с увеличением и усложнением задач КА имеется тенденция на увеличение мощности их токовых систем.

Разработано большое количество конструктивных и математических методов по решению задач уменьшения собственных магнитных помех и магнитных моментов КА. Это позволяет повысить точность МСНО и уменьшить расход энергии на компенсацию собственных магнитных моментов КА. Так, например, с использованием при проектировании разработанных технологий обеспечения заданных магнитных характеристик

КА «EgyptSat-1» и «Січ-2» удалось уменьшить более чем в два раза магнитную помеху в зоне установки магнитометра, а также магнитные моменты КА, что позволяет уменьшить расход энергии на угловую стабилизацию этих объектов [14].

Одним из наиболее часто используемых способов уменьшения отрицательного влияния на магнитометрические измерения собственных магнитных помех КА, находящихся внутри его корпуса, является конструктивный способ удаления датчиков магнитометров от источников магнитных полей КА, а также от корпуса КА с использованием раздвижных штанг. Так, на отечественных и зарубежных КА типа «Космос», «Болгария», «Swarm», «Oersted», SHAMP и других датчики магнитометров удаляются на расстояние более 3-8 метров при помощи штанг [12-15]. Например, на КА «Космос-321» длина штанги составила 3,6 метра, что обеспечивало измерение МПЗ с ошибкой 3 нТл [15].

Достижение высокой точности определения угловых параметров КА с использованием МСНО является сложной технической задачей, заключающейся, в частности, в определении и учёте отклонений связанной системы координат датчиков магнитометров относительно базовой системы координат КА. Это обусловлено наличием колебаний штанги из-за её малой жёсткости, что приводит к снижению точности решения задач определения ориентации КА с использованием МСНО из-за снижения точности измерения составляющих вектора индукции МПЗ. Кроме того, уменьшаются возможности построения для КА высокоточных бортовых компонентных моделей МПЗ. Решение этой задачи может быть достигнуто при использовании дорогостоящей оптической следящей системы за датчиками магнитометра.

В ВКА имени А.Ф. Можайского совместно с Санкт-Петербургским филиалом ИЗМИР АН проводились исследования на базе самолёта АН-12. Для уменьшения его собственных магнитных помех была разработана нераздвижная штанга. Она была выполнена из неферромагнитных материалов и располагалась в хвостовой части самолёта. Это позволило вынести датчики магнитометра на три метра за пределы корпуса самолёта, что дало возможность снизить ошибки определения курса с нескольких градусов до трёх угловых минут. При этом использовалась оптическая следящая система, обеспечивающая согласование связанной системы координат датчиков магнитометра с базовой системой координат самолёта.

Следует отметить, что массогабаритные характеристики штанги-кронштейна для проведения эксперимента на самолёте по сравнению с КА имеют более низкие требования, что позволило создать более жёсткую штангу с использованием конструкции большой массы. Это обеспечило достижение меньших величин изгибных колебаний штанги.

Способ уменьшения влияния магнитных полей с использованием ферромагнитных экранов

Для уменьшения влияния собственных магнитных полей КА, длины штанги магнитометра и, следовательно, снижения амплитуды её колебаний возможно использование замкнутых ферромагнитных экранов. Это обеспечивает экранирование как основных источников собственных магнитных полей КА, так и самих магнитометров. В настоящее время при изготовлении экранов используются тонкоплёночные ферромагнитные и аморфные материалы. Так, при использовании замкнутых, многослойных ферромагнитных экранов достигается уменьшение внешнего магнитного поля со значениями магнитной индукции до менее 1 нТл. При этом применяется система размагничивания [16].

Однако использование замкнутых ферромагнитных экранов для уменьшения влияния собственных магнитных полей КА имеет ряд недостатков [17].

1. Вместе с уменьшением собственных магнитных полей КА в зоне расположения магнитометра в обратное коэффициенту экранирования $k_{\text{Э}}$ число $1/k_{\text{Э}}$ раз во столько же раз уменьшаются измеряемые магнитометром параметры МПЗ, что весьма сильно увеличивает отрицательное влияние собственных магнитных полей КА на точность магнитометрических измерений.

2. Сравнительно большая масса экрана – тем большая, чем ближе его коэффициент экранирования $k_{\text{Э}}$ приближается к своему предельно возможному значению $k_{\text{ЭПР}}$.

В ВКА имени А.Ф. Можайского предложены принципы создания устройств, основанных на использовании полусферических многослойных ферромагнитных экранов, позволяющих уменьшить отрицательное влияние собственных магнитных помех КА на точность измерений магнитометра МСНО [17].

Устройство для ферромагнитного экранирования магнитометра представлено на рис. 1. Датчики магнитометра 1 помещены во внутреннюю полость многослойного ферромагнитного экрана, выполненного в виде полусферы. Его целесообразно изготовлять из нескольких вложенных друг в друга ферромагнитных полусфер. Полусферы выполнены из магнитомягких материалов с высокой магнитной проницаемостью и отделены друг от друга полусферическими слоями из немагнитного материала.

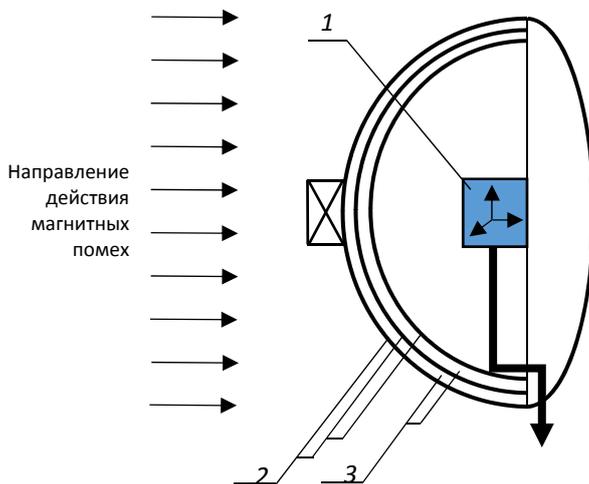


Рис.1. Устройство для ферромагнитного экранирования магнитометрического измерителя:
 1 – магнитометр; 2 – сферические ферромагнитные слои (пермаллоевая плёнка) экрана;
 3 – слои немагнитной прослойки (пластмасса или полиэтиленовая плёнка)

Экранирующие свойства ферромагнитного экрана определяются величиной его коэффициента экранирования $k_{\text{Э}}$.

Коэффициент экранирования полусферическим ферромагнитным экраном радиальных составляющих магнитных полей КА определяется выражением:

$$k_{\text{Э}} = \frac{1}{1 + \frac{2}{9} \mu_{\text{Эр}}^{Cp} \left[1 - \left(\frac{r_{\text{Э1}}}{r_{\text{Э2}}} \right)^3 \right]},$$

где $\mu_{\text{Эр}}^{Cp} = \frac{\mu_{\text{Э}}^{Cp}}{\mu_0}$ – относительная средняя магнитная проницаемость ферромагнитного экрана; μ_0 – магнитная постоянная; $\mu_{\text{Э}}^{Cp}$ – средняя магнитная проницаемость ферро-

магнитного экрана; $r_{\text{в1}}, r_{\text{в2}}$ – внутренний и наружный радиусы ферромагнитной части экрана соответственно.

Коэффициент экранирования определяет возможности экрана по уменьшению величины внешнего магнитного поля по отношению к остаточной величине поля.

Предварительные исследования показывают, что трёхслойный полусферический пермаллоевый экран массой менее 200-300 г и диаметром менее 100 мм может снизить магнитные помехи КА с 10^6 до 1 нТл. Толщина одного слоя пермаллоя экрана составляет примерно 0,2 мм. При этом, например, двухслойный полусферический ферромагнитный экран позволяет уменьшить массу экрана в 20-40 раз по сравнению с замкнутым ферромагнитным экраном.

На рис. 2 изображён пример использования конструктивных методов уменьшения собственных магнитных помех геомагнитного моментного двигателя 1 на магнитометры 3 и 3' с использованием полусферических ферромагнитных экранов 4 и 4'. Такое расположение магнитометров 3 и 3', установленных в полусферических экранах 4 и 4', позволяет измерять параметры МПЗ в полном объёме. Использование замкнутого экрана, внутри которого находится геомагнитный моментный двигатель 1, позволяет уменьшить влияние его магнитных помех на магнитометры 3 и 3'.

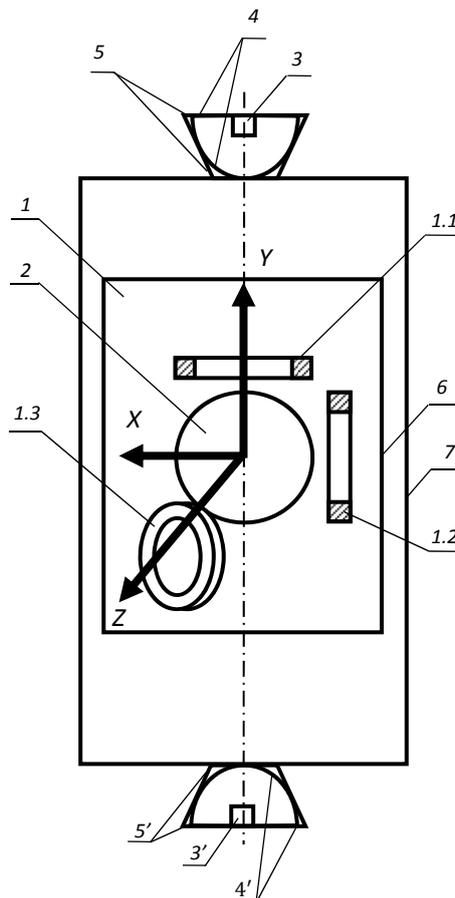


Рис. 2. Пример расположения ферромагнитных полусферических и замкнутых экранов относительно корпуса КА:

1 – геомагнитный моментный двигатель, обеспечивающий управление угловым пространственным положением КА; 1.1, 1.2, 1.3 – три ортогональных друг другу электромагнита; 2 – шаровая маховая масса; 3, 3' – магнитометры; 4, 4' – полусферические экраны; 5, 5' – крепёжные каркасы; 6 – замкнутый ферромагнитный экран; 7 – корпус КА

Заключение

В ВКА имени А.Ф. Можайского предложены принципы создания устройств, основанных на использовании полусферических ферромагнитных экранов, позволяющих уменьшить отрицательное влияние собственных магнитных помех КА на точность измерений магнитометра МСНО. Предварительные исследования показывают, что трёхслойный полусферический пермаллоевый экран массой менее 200-300 г диаметром более 100 мм может снизить магнитные помехи КА с 10^6 до 1 нТл. Толщина одного слоя пермаллоя экрана составляет примерно 0,2 мм.

Для подтверждения вышеуказанных расчётных характеристик полусферических экранов необходимо проведение экспериментальных исследований.

Библиографический список

1. Голяков А.Д., Лукашевский А.А., Смирнов В.В. Системы навигации космических аппаратов. СПб: МО РФ, 2003. 267 с.
2. Бессекерский В.А., Иванов, В.А., Смирнов В.В. Орбитальное гироскопирование. СПб: Политехника, 1993. 251 с.
3. Фоминов И.В. Обобщённая структура адаптивного информационно-измерительного комплекса подвижного объекта // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 5-9.
4. Арбатов А.Г., Васильев А.А., Велихов Е.П., Верещетин В.С., Герасев М.И., Кокошин А.А., Коновалов А.А., Кулик С.А. Космическое оружие: дилемма безопасности. М.: Мир, 1986. 182 с.
5. Гурьев И.С. Адаптивные магнитометрические системы контроля пространственного положения. Л.: Энергоатомиздат, 1985. 96 с.
6. Милихин Б.З., Селезнев В.П., Селезнев А.В. Геомагнитная навигация. М.: Машиностроение, 1976. 279 с.
7. Потехин С.Г., Власенков Е.В., Комбаев Т.Ш., Павлова А.Н. Решение задач навигации и ориентации микроскопического аппарата по данным о магнитном поле Земли с использованием фильтра Калмана // Механика, управление и информатика. 2013. № 1 (13). С. 160-168.
8. Caruso M.J. Application of magnetoresistive sensors in navigation systems // SAE Technical Papers. 1997. DOI: 10.4271/970602
9. Магнитометр цифровой трёхосный МЦТ-4. Технические характеристики // Каталог продукции электронного направления ОАО «Раменское Приборостроительное Бюро». 2013. С. 97.
http://mniirip.ru/sites/default/files/articles/katalog_elektronnogo_napravleniya_rpkb.pdf
10. Югай К.Н., Муравьев А.Б., Югай К.К., Скутин А.А., Сычев С.А., Серопян Г.М., Канев Е.А. СКВИД-магнитометр на высокотемпературных плёнках: патент РФ № 2184407; опублик. 27.06.2002.
11. Каталог товаров ООО «Магнитные приборы». <http://www.magnetic.spb.ru>
12. Smart digital magnetometer HMR 2300. https://aerospace.honeywell.com/en/~~/media/aerospace/files/datasheet/smartdigitalmagnetometerhmr2300_ds.pdf
13. Волоцуев В.В., Ткаченко И.С. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. 144 с.
14. Розов В.Ю., Гетьман А.В., Петров С., Ерисов А., Меланченко А.Г., Хорошилов В.С., Шмидт И.Р. Магнетизм космических аппаратов // Техн. электродинамика. Тематичний випуск «Проблеми сучасної електротехніки». 2010. Ч. 2. С. 144-147.

15. Каталог измеренных и вычисленных значений модуля напряжённости геомагнитного поля вдоль орбиты спутника «Космос-321». М.: Наука, 1976. 179 с.

16. Афанасьев Ю.В., Студенцов Н.В., Щелкин А.П. Магнитометрические преобразователи, приборы, установки. Л.: Энергия, 1972. 272 с.

17. Гурьев И.С., Додотченко В.В. Устройство для экранирования магнитометров от магнитных полей космического аппарата и других объектов: патент РФ № 2204152; опубл. 10.05.2003.

REDUCING THE INFLUENCE OF INTERFERENCE OF SPACECRAFT MAGNETIC FIELD ON MAGNETIC MEASUREMENTS

© 2019

A. M. Beznyakov Candidate of Science (Engineering), Lecturer at the Department of On-Board Electrical Equipment and Power Systems of Aircraft; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; bez-al@mail.ru

I. S. Guriev Doctor of Science (Engineering), Senior Researcher of the Department of the Military Institute (Scientific Research) Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; vka@mil.ru

I. P. Ryzhova Researcher of the Department of the Military Institute (Scientific Research); Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; vka@mil.ru

The article presents constructive ways of reducing the influence of magnetic interference from spacecraft, due to its own magnetic fields, on the on-board magnetic measurements, as well as reducing the resulting magnetic moments. Well-known methods of removing magnetometer sensors from the locations of the most powerful sources of magnetic fields of a spacecraft, in particular, using extendable booms, are considered. In addition, methods for reducing the influence of spacecraft self-magnetic fields on the onboard magnetometric navigation support systems using known closed and proposed hemispherical ferromagnetic shields are considered

Spacecraft; navigation software; magnetometric systems; ferromagnetic shielding; thin-film ferromagnetic screens.

Citation: Beznyakov A.M., Guriev I.S., Ryzhova I.P. Reducing the influence of interference of spacecraft magnetic field on magnetic measurements. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 33-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-33-40

References

1. Golyakov A.D., Lukashevskiy A.A., Smirnov V.V. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb: MO RF Publ., 2003. 267 p.

2. Bessekerskiy V.A., Ivanov, V.A., Smirnov V.V. *Orbital'noe giroskopirovanie* [Orbital gyroscopy]. SPb: Politekhnik Publ., 1993. 251 p.

3. Fominov I.V. Generalized structure of adaptive information and measuring complex of mobile object. *Journal of Instrument Engineering*. 2013. V. 56, no. 7. P. 5-9. (In Russ.)

4. Arbatov A.G., Vasil'ev A.A., Velikhov E.P., Vereshchetin V.S., Gerashev M.I., Koshin A.A., Konovalov A.A., Kulik S.A. *Kosmicheskoe oruzhie: dilemma bezopasnosti* [Space weapons: security dilemma]. Moscow: Mir Publ., 1986. 182 p.

5. Gur'ev I.S. *Adaptivnye magnetometricheskie sistemy kontrolya prostranstvennogo polozheniya* [Adaptive magnetometric spatial attitude control systems]. Leningrad: Energoatomizdat Publ., 1985. 96 p.

6. Milikhin B.Z., Seleznev V.P., Seleznev A.V. *Geomagnitnaya navigatsiya* [Geomagnetic navigation]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 279 p.
7. Potekhin S.G., Vlasenkov E.V., Kombaev T.S., Pavlova A.N. Task solution of microsatellite navigation and attitude by data about the earth's magnetic field with Kalman filter use. *Mechanics, Control and Informatics*. 2013. No. 1 (13). P. 160-168. (In Russ.)
8. Caruso M.J. Applications of magnetoresistive sensors in navigation systems. *SAE Technical Papers*. 1997. DOI: 10.4271/970602
9. Magnitometr tsifrovoy trekhosnyy MTST-4. Tekhnicheskie kharakteristiki. *Katalog produktzii elektronnoy napravleniya OAO «Ramenskoe Priborostroitel'noe Byuro»*. 2013. P. 97. Available at: http://mniirip.ru/sites/default/files/articles/katalog_elektronnoy_napravleniya_rpkb.pdf
10. Jugaj K.N., Murav'ev A.B., Jugaj K.K., Skutin A.A., Sychev S.A., Seropjan G.M., Kanev E.A. *SKVID-magnitometr na vysokotemperaturnykh plenkakh* [SQUID-magnetometer built around high-temperature films]. Patent RF, no. 2184407, 2002. (Publ. 27.06.2002)
11. Katalog tovarov OOO «Magnitnye pribory» [Catalogue of goods of “Magnetic instruments” LLC]. Available at: <http://www.magnetic.spb.ru>
12. Smart digital magnetometer HMR 2300. Available at: https://aerospace.honeywell.com/en/~media/aerospace/files/datasheet/smartdigitalmagnetometerhmr2300_ds.pdf
13. Volotsuev V.V., Tkachenko I.S. *Vvedenie v proektirovanie kosmicheskikh apparatov* [Introduction to spacecraft design: study guide]. Samara: Samara University Publ., 2018. 144 p.
14. Rozov V.Yu., Hetman A.V., Petrov S., Erisov A., Melanchenko A.G., Khoroshilov V.S., Schmidt I.R. Magnetism of spacecraft. *Tekhnichna elektrodynamika. Tematichnyi vypusk «Problemy suchasnoi elektrotekhniki»*. 2010. Part 2. P. 144-147. (In Russ.)
15. *Katalog izmerennykh i vychislennykh znacheniy modulya napryazhennosti geomagnitnogo polya vdol' orbity sputnika «Kosmos-321»* [Catalogue of measured and calculated values of the magnitude of geomagnetic field intensity along the orbit of Kosmos-321 satellite]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 179 p.
16. Afanas'ev Yu.V., Studentsov N.V., Shchelkin A.P. *Magnitometricheskie preobrazovateli, pribory, ustanovki* [Magnetometric transducers, devices, installations]. Leningrad: Energiya Publ., 1972. 272 p.
17. Gur'ev I.S., Dodotchenko V.V. *Ustroystvo dlya ekranirovaniya magnetometrov ot magnitnykh poley kosmicheskogo apparata i drugikh ob'ektov* [Facility shielding magnetometers from magnetic fields of spacecraft and other objects]. Patent RF, no. 2204152, 2003. (Publ. 10.05.2003)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИКИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

© 2019

И. В. Белоконов доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
ibelokonov@mail.ru

А. В. Крамлих кандидат технических наук, доцент, доцент межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
kramlikh@mail.ru

И. А. Ломака аспирант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
igorlomaka63@gmail.com

Показана возможность применения навигационной аппаратуры потребителя в задаче определения динамики вращательного движения космического аппарата. Предложен подход, позволяющий оценивать параметры вращательного движения космического аппарата по анализу геометрической видимости навигационных космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем. Предлагаемый подход заключается в аппроксимации накопленной информации о положении продольной оси космического аппарата с помощью модели углового движения и модели измерений. Аппроксимация производится исходя из минимизации суммы квадратов отклонений между вычисленными координатами вектора продольной оси и их смоделированными значениями. Процедура минимизации построена на алгоритме дифференциальной эволюции. Предложенный подход позволяет оценить угловые скорости космического аппарата с точностью не хуже 0.3 град/с и углы ориентации с точностью не хуже 15 градусов.

Космический аппарат; вращательное движение; навигация; дифференциальная эволюция.

Цитирование: Белоконов И.В., Крамлих А.В., Ломака И.А. Определение динамики вращательного движения космического аппарата с использованием информации глобальных навигационных спутниковых систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 41-51. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-41-51

Введение

Для определения параметров вращательного движения (углов и угловых скоростей) космического аппарата (КА) традиционно используется информация от магнитометров [1], датчиков угловой скорости [2], звёздных датчиков [3], датчиков местной вертикали [4], датчиков направления на Солнце и т.д. Для решения задачи определения ориентации КА используется информация о токоёмке с панелей солнечных батарей [5]. Для обеспечения миссий КА, наряду с решением задачи определения параметров вращательного движения, требуется решить задачу навигации, т.е. определения параметров движения центра масс. Для решения задачи навигации на борту необходимо наличие навигационной аппаратуры потребителей (НАП), работающей по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ГЛОНАСС (Россия), GPS (США), Galileo (Европейский союз). Современное состояние НАП позволяет устанавливать их на борт КА.

Кроме решения задачи навигации НАП можно использовать для решения задачи определения ориентации. Так, например, НАП, использующая фазовые измерения, может быть применена для определения ориентации КА на основании известных принципов интерферометрии [6-8]. В настоящей работе предлагается подход, позволяющий использовать информацию, получаемую НАП, для оценки параметров вращательного движения КА.

Следует отметить, что не вся спутниковая радионавигационная информация в НАП используется в полном объёме. В работах [9;10] показано, что, используя информацию о положении навигационных космических аппаратов (НКА) ГНСС, о положении КА и геометрической видимости НКА со стороны КА, можно оценить пространственную ориентацию оси КА, на которой установлена антенна НАП. Погрешность оценки ориентации оси при этом не превысит 15° [9;10]. Достоинством данного подхода является возможность оценки пространственной ориентации оси КА по одномоментным измерениям. К недостаткам следует отнести невозможность получения оценки угловых скоростей КА, что является критическим для некоторых миссий.

Оценить параметры вращательного движения КА можно путём совместного использования информации о положении единичного вектора продольной оси КА и модели вращательного движения КА. Параметры вращательного движения КА (углы ориентации и угловые скорости) оцениваются при минимизации целевой функции, представляющей собой сумму квадратов разностей найденного единичного вектора продольной оси КА по алгоритму [9] и его модельных значений.

Постановка задачи

Пусть по результатам работы алгоритма [9] имеется набор измерений координат единичного вектора продольной оси КА в орбитальной системе координат (ОСК). Измерения получены на некотором интервале времени T . Требуется получить оценки параметров углового движения КА на заданном интервале времени. Данная задача сводится к задаче нелинейной многопараметрической оптимизации, а именно к поиску минимума следующей целевой функции:

$$J(b) = \sum_{\alpha=x,y,z} \sum_{i=1}^N (\zeta_{\alpha i}(b) - \eta_{\alpha i})^2, \quad (1)$$

где $\zeta_{\alpha i}(b)$ – модель измерений координат единичного вектора продольной оси КА в ОСК; b – вектор оцениваемых параметров; $\eta_{\alpha i}$ – вычисленные координаты вектора продольной оси.

Вектор оцениваемых параметров имеет вид

$$b = [\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0), \psi(t_0), \alpha(t_0), \varphi(t_0)], \quad (2)$$

где $\psi(t_0)$ – угол прецессии; $\alpha(t_0)$ – угол атаки; $\varphi(t_0)$ – угол собственного вращения; $\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0)$ – угловые скорости, t_0 – начальный момент времени.

Решение задачи проводится при следующих допущениях:

1) КА оснащён спутниковой навигационной антенной, обладающей диаграммой направленности в виде полусферы без обратных лепестков, что исключает возможность приёма сигнала с навигационных спутников, находящихся вне полусферы;

2) модуль угловой скорости КА не превышает $3^\circ/\text{с}$, что гарантирует получение полного кадра навигационной информации.

Математическая модель динамики движения КА

Для записи уравнений движения КА вокруг центра масс (точка O) (рис. 1), а также соотношений, используемых при обработке данных, вводятся три правые декартовые системы координат.

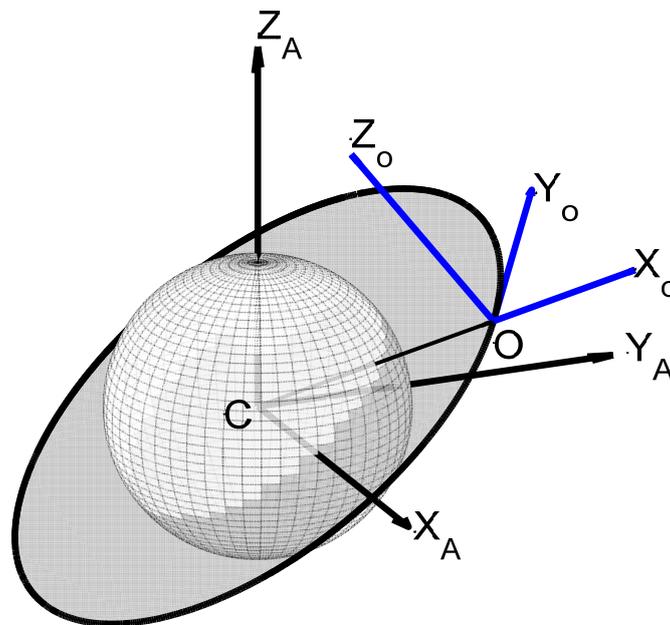


Рис. 1. Положение систем координат

Связанная с КА система координат (ССК) образована главными центральными осями инерции и имеет обозначение $OX_cY_cZ_c$. Абсолютная геоцентрическая система координат (АСК) имеет обозначение $CX_A Y_A Z_A$ с началом в центре масс Земли (точка C). Ось X_A направлена в точку весеннего равноденствия. Ось Z_A направлена в северный полюс мира. Ось Y_A дополняет систему до правой. Орбитальная система координат (ОСК) имеет обозначение $OX_o Y_o Z_o$. Начало системы находится в центре масс КА. Ось X_o направлена по радиус-вектору КА. Ось Z_o перпендикулярна плоскости орбиты. Ось Y_o дополняет систему до правой.

Переход от АСК к ОСК задаётся тремя последовательными поворотами на угол долготы восходящего узла Ω вокруг оси Z_A , на угол наклона орбиты i вокруг новой оси X'_A и на аргумент широты u вокруг новой оси Z''_A . Положение ССК относительно ОСК задаётся тремя последовательными поворотами на угол прецессии ψ вокруг оси Y_o , на угол атаки α вокруг новой оси Z'_o и на угол собственного вращения φ вокруг новой оси Y''_o .

Вращательное движение КА описывается динамическими уравнениями Эйлера и кинематическими уравнениями [11]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \mu(\omega_y \omega_z - \nu a_{21} a_{31}) + pE(r_y V_{cz} - r_z V_{cy})S|V_c|, \\ \dot{\omega}_y = \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu}(\omega_x \omega_z - \nu a_{21} a_{31}) + \frac{\lambda}{1+\lambda\mu} pE(r_z V_{cx} - r_x V_{cz})S|V_c|, \\ \dot{\omega}_z = -(1-\lambda + \lambda\mu)(\omega_y \omega_z - \nu a_{21} a_{31}) + \lambda pE(r_y V_{cz} - r_z V_{cy})S|V_c|, \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = 0.5(-(\omega_x - \omega_r)q_1 - (\omega_y - \omega_r)q_2 - (\omega_z - \omega_r)q_3), \\ \dot{q}_1 = 0.5((\omega_x - \omega_r)q_0 + (\omega_z - \omega_r)q_2 - (\omega_y - \omega_r)q_3), \\ \dot{q}_2 = 0.5((\omega_y - \omega_r)q_0 + (\omega_x - \omega_r)q_3 - (\omega_z - \omega_r)q_1), \\ \dot{q}_3 = 0.5((\omega_z - \omega_r)q_0 + (\omega_y - \omega_r)q_1 - (\omega_x - \omega_r)q_2). \end{cases} \quad (4)$$

Здесь $\lambda = I_x/I_z$ и $\mu = (I_y - I_z)/I_x$ – безразмерные коэффициенты инерции (выражения для безразмерных коэффициентов инерции взяты из [1]); $\nu = 3\mu_e/r^3$ – коэффициент гравитационного момента; $p = 0.5\rho C_x$ – коэффициент аэродинамического момента; S – площадь проекции поверхности КА на плоскость, перпендикулярную вектору скорости; ρ – плотность атмосферы на высоте орбиты КА; $\vec{V}_c = (V_{cx} \ V_{cy} \ V_{cz})$ – вектор орбитальной скорости в ССК; $\vec{r} = (r_x \ r_y \ r_z)$ – вектор, направленный из центра масс в центр давления в ССК; $\vec{\omega}_r = A(q)[0 \ 0 \ \omega_{orb}]^T \omega_{orb}$ – угловая орбитальная скорость КА.

Матрица A перехода из ОСК в ССК имеет следующий вид:

$$A(q) = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2 q_2 + q_3 q_3) & 2(q_1 q_2 + q_3 q_0) & 2(q_1 q_3 + q_2 q_0) \\ 2(q_1 q_2 + q_3 q_0) & 1 - 2(q_1 q_1 + q_3 q_3) & 2(q_2 q_3 + q_1 q_0) \\ 2(q_1 q_3 + q_2 q_0) & 2(q_2 q_3 + q_1 q_0) & 1 - 2(q_1 q_1 + q_2 q_2) \end{bmatrix}.$$

Модель измерений

Алгоритм определения ориентации оси КА основывается на использовании информации о пространственном положении НКА ГНСС ГЛОНАСС и GPS [9]. Для определенности будем считать, что антенна расположена по продольной оси КА. Задача определения ориентации продольной оси КА сводится к отысканию оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны НАП в ОСК $\hat{A}_o = (\hat{x}_o \ \hat{y}_o \ \hat{z}_o)^T$, расположенной по продольной оси КА, из условия минимума целевой функции $\Phi(x_o \ y_o \ z_o)$, отражающей условия видимости/невидимости НКА:

$$\begin{cases} \cos(a_o, grad_{Bi}) \geq \cos(\alpha), (i = 1, N_B), \\ \cos(a_o, grad_{HBj}) \geq \cos(\alpha), (j = 1, N_{HB}), \end{cases}$$

где $grad_i = (x_{oi}, y_{oi}, z_{oi})$ – единичный вектор дальности до i -го НКА в проекциях на оси ОСК; N_B, N_{NB} – количество видимых и невидимых НКА соответственно; α – угол полураствора конуса затенения.

Процедура решения задачи определения ориентации продольной оси КА включает следующие этапы:

1. Расчёт эфемерид невидимых навигационных спутников ГНСС ГЛОНАСС и GPS на моменты времени решения задачи определения ориентации.
2. Пересчёт дальностей до видимых/невидимых НКА из АСК в ОСК.
3. Исключение из рассмотрения невидимых НКА, затенённых Землёй.

Условия затенения Землёй имеют вид:

$$z_{2k} < 0 \text{ и } |z_{2k}| > \cos\left(\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h}\right)\right), k = \begin{cases} 1, N_{\text{ГЛОНАСС}}, \\ 1, N_{\text{GPS}}. \end{cases}$$

4. Отыскание оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны из условия минимума целевой функции, отражающей условия видимости/невидимости НКА (рис. 2):

$$\Phi(x_o \quad y_o \quad z_o) = \sum_{i=1}^{N_B} (x_{oi}x_o + y_{oi}y_o + z_{oi}z_o - 1)^2 + \sum_{i=1}^{N_{NB}} (x_{oj}x_o + y_{oj}y_o + z_{oj}z_o - 1)^2, \quad (5)$$

где N_B – количество видимых НКА; N_{NB} – количество невидимых НКА.

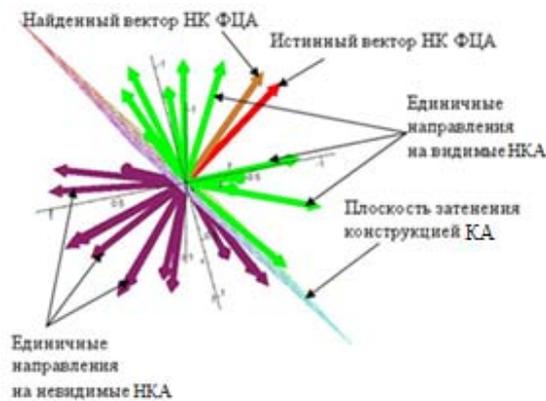


Рис. 2. Иллюстрация геометрической видимости/невидимости НКА

Процедура минимизации целевой функции (5) сводится к решению системы трёх линейных алгебраических уравнений:

$$\begin{cases} \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{oi}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{oj}^2 \right) x_o + \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{oi}y_{oj} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{oi}y_{oj} \right) y_o + \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{oi}z_{oj} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{oi}z_{oj} \right) z_o = \sum_{i=1}^{N_B} x_{oi}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{oj}^2, \\ \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{oi}y_{oj} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{oi}y_{oj} \right) x_o + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{oi}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{oj}^2 \right) y_o + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{oi}z_{oj} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{oi}z_{oj} \right) z_o = \sum_{i=1}^{N_B} y_{oi}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{oj}^2, \\ \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{oi}z_{oj} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{oi}z_{oj} \right) x_o + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{oi}z_{oj} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{oi}z_{oj} \right) y_o + \left(\sum_{i=1}^{N_B} z_{oi}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} z_{oj}^2 \right) z_o = \sum_{i=1}^{N_B} z_{oi}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} z_{oj}^2. \end{cases} \quad (6)$$

Использование данного алгоритма позволяет получить ориентацию оси КА с точностью не хуже $3\sigma = 15$ град.

Подход к определению параметров углового движения КА

Предлагаемый подход заключается в минимизации целевой функции (1) с использованием моделей движения (3), (4) и моделей измерений (5), (6). В результате минимизации (1) определяется вектор оцениваемых параметров (2). Подход состоит из следующих этапов:

1) в течение промежутка времени T с помощью соотношений (5), (6) вычисляются координаты вектора продольной оси КА. Полученные координаты накапливаются и образуют массив η ;

2) полученный массив измерений обрабатывается с помощью алгоритма дифференциальной эволюции (АДЭ), в результате чего происходит минимизация функции (1) и определяется вектор оцениваемых параметров (2).

Численный метод решения задачи

Процедура поиска минимума функции (1) построена на применении АДЭ [12], который заключается в выполнении следующих этапов:

1) задание исходного массива X , состоящего из N векторов b (N на каждой итерации постоянно и является одним из параметров АДЭ), причём каждый элемент вектора b генерируется случайным образом в требуемых пределах;

2) генерация нового массива X_{new} векторов b : для каждого вектора b_i из массива X выбираются случайным образом три различных вектора b_1, b_2, b_3 , индексы которых не совпадают с индексом вектора b_i , и вычисляется так называемый модифицированный вектор: $b_m = b_1 + F(b_2 - b_3)$, где F – константа в интервале $[0, 1]$, являющаяся параметром алгоритма АДЭ;

3) над модифицированным вектором b_m выполняется операция «скрещивания», состоящая в том, что некоторые его элементы замещаются соответствующими элементами из исходного вектора b_i (каждый элемент замещается с вероятностью P , которая также является параметром алгоритма);

4) если полученный вектор оказывается лучше вектора b_i , то есть значение целевой функции уменьшается: $J(b_m) < J(b_i)$, то в новом массиве X_{new} вектор b_i заменяется на новый вектор b_m (пробный вектор), в противном случае сохраняется b_i ;

5) пункты 1 – 4 повторяются до тех пор, пока не будет выполнен критерий остановки.

Критерий остановки зависит от решаемой задачи. В данной работе итерационная процедура останавливается, как только разность между значениями целевой функции на текущей и предыдущей итерациях становится меньше 0,001.

Статистическое исследование точности решения задачи восстановления вращательного движения КА

Для оценки точности определения углового движения было проведено статистическое моделирование решения задачи.

Моделирование происходило следующим образом:

1. Было сгенерировано 400 вариантов начальных условий углового движения $\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0), \psi(t_0), \alpha(t_0), \varphi(t_0)$ в предположении равновероятного закона их распределения. Полагалось, что $|\vec{\omega}| \geq 3$ град/с, $\psi(t_0)$ и $\varphi(t_0)$ лежат в диапазоне от 0 до 360 градусов, $\alpha(t_0)$ лежит в диапазоне от 0 до 180 градусов.

2. Для каждого варианта начальных условий были получены координаты вектора продольной оси КА с точностью не хуже $3\sigma = 15$ град на интервале времени $T = 1500$ с.

3. Результаты решения задачи сравнивались с начальными условиями, которые использовались для моделирования измерений. В результате были получены ошибки алгоритма восстановления вращательного движения.

Результаты моделирования приведены на рис. 3, 4, где использованы следующие обозначения: M – математическое ожидание, σ – среднеквадратическое отклонение.

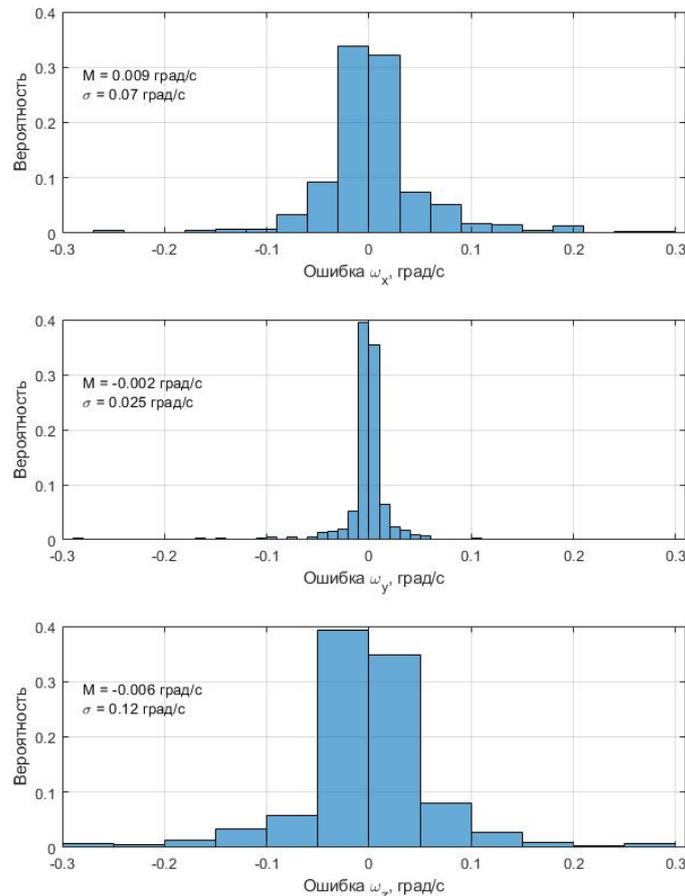


Рис. 3. Распределение вероятности ошибки по угловой скорости

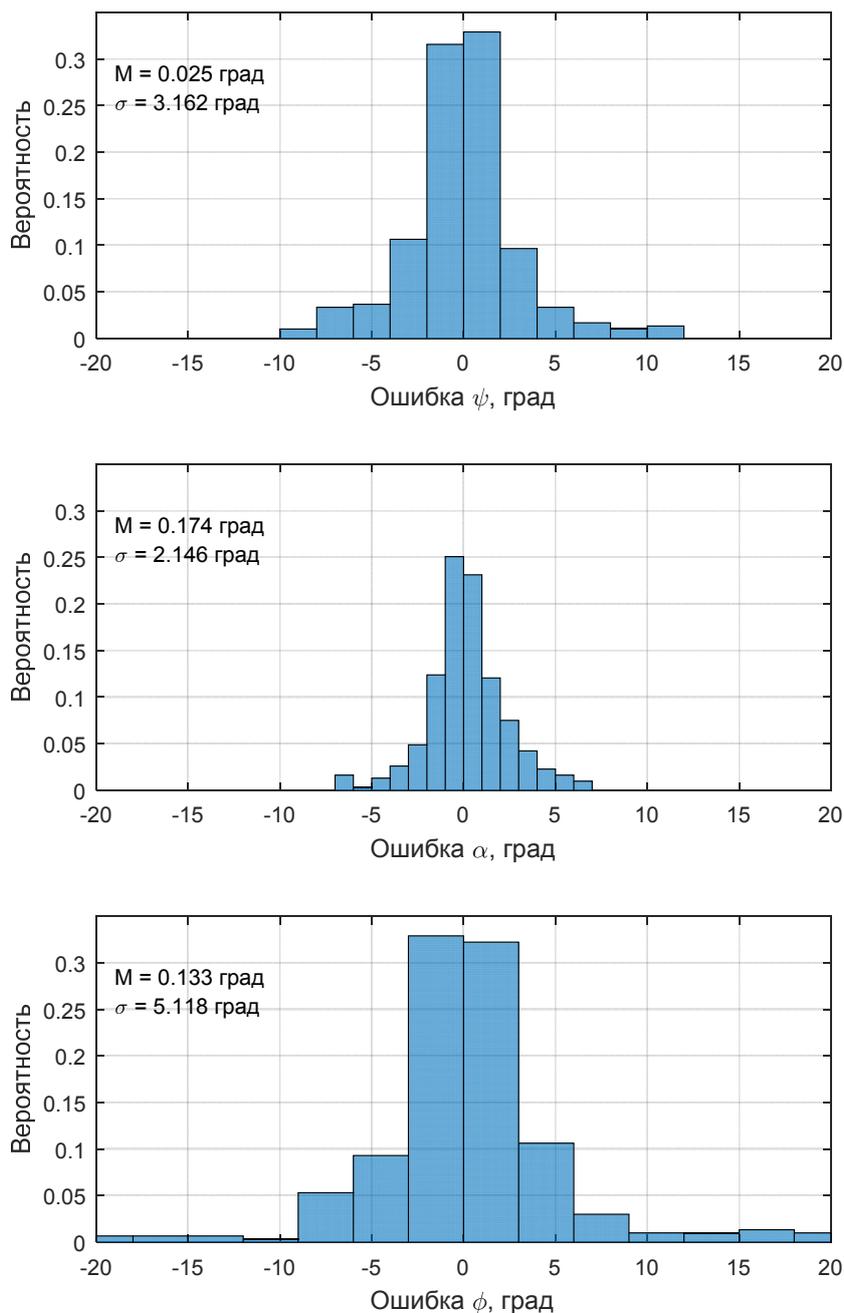


Рис. 4. Распределение вероятности ошибки по углам ориентации

Заключение

Предложенный подход позволяет оценить три угла ориентации и три угловые скорости КА.

Наихудшая точность в определении ориентации составила $\sigma = 5$ град, а по угловой скорости составила $\sigma = 0,12$ град/с.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект №17-79-20215).

Библиографический список

1. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника АИСТ по данным бортовых измерений магнитного поля Земли // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2014. № 17. 38 с.
2. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Монахов М.И., Сазонов В.В. Оценка точности методики реконструкции вращательного движения спутника по измерениям его угловой скорости и магнитного поля Земли // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 4. 40 с. DOI: 10.20948/prepr-2016-4
3. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Никитин А.В., Сазонов В.В. Определение движения космического аппарата по измерениям четырёх звёздных датчиков // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 57. 38 с. DOI: 10.20948/prepr-2016-57
4. Lomaka I., Belokonov I., Ustugov E. Technology for determining the local vertical of nanosatellite by processing videoimages of the Earth horizon // IFAC-PapersOnline. 2016. V. 49, Iss. 17. P. 206-211. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.036
5. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Сазонов В.В., Цветков В.В. Определение вращательного движения кораблей Прогресс по данным измерений угловой скорости и токосъёма с солнечных батарей // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2012. № 39. 36 с.
6. Степанов О.А., Кошаев Д.А. Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 1999. № 2 (25). С. 30-55.
7. Treder A. Attitude error from phase center uncertainty in an interferometric GPS antenna array // Collection of Technical Papers – AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference (August, 21-24, 2006, Keystone, CO; United States). 2006. V. 2. P. 904-917. DOI: 10.2514/6.2006-6384
8. Torre A.D., Caporali A., Praticelli N., Facchinetti C. Attitude and direction sensor using GPS carrier phase data // European Space Agency, (Special Publication) ESA SP. 2004. V. 548. P. 291-296.
9. Белоконов И.В., Крамлих А.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2007. № 1 (12). С. 22-30.
10. Григорьева М.Е., Крамлих А.В. Адаптивный алгоритм определения ориентации низковысотных космических аппаратов на основе обработки одномоментных разнотипных измерений // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 4 (35). С. 69-75.
11. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 416 с.
12. Storn R., Price K. Differential evolution – a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces // Journal of Global Optimization. 1997. V. 11. P. 341-359. DOI: 10.1023/A:1008202821328

DETERMINING THE DYNAMICS OF SPACECRAFT ROTATIONAL MOTION WITH THE USE OF INFORMATION PROVIDED BY GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS

© 2019

I. V. Belokonov Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Inter-University Department of Space Research; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ibelokonov@mail.ru

A. V. Kramlikh Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Inter-University Department of Space Research; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kramlikh@mail.ru

I. A. Lomaka Postgraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; igorlomaka63@gmail.com

The paper shows the possibility of using navigation user equipment in the task of determining the dynamics of spacecraft rotational motion. An approach is proposed that makes it possible to estimate the parameters of the rotational motion of a spacecraft by analyzing the geometric visibility of navigational spacecraft of global navigation satellite systems. The proposed approach consists in approximation of the accumulated information on the position of the spacecraft longitudinal axis using the angular motion model and the measurement model. The approximation is made on the basis of minimizing the sum of squared deviations between the calculated coordinates of the vector of the longitudinal axis and their simulated values. The minimization procedure is based on the algorithm of differential evolution. The proposed approach allows us to estimate the angular velocity of the nanosatellite with an accuracy of at least 0.3 deg/s and orientation angles with an accuracy of at least 15 degrees.

Spacecraft; rotational motion; navigation; differential evolution.

Citation: Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Lomaka I.A. Determining the dynamics of spacecraft rotational motion with the use of information provided by global navigation satellite systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 41-51. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-41-51

References

1. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov A.V., Puzin Yu.Ya., Sazonov V.V., Semkin N.D., Filippov A.S., Chebukov S.Y. Determination of the spacecraft AIST attitude motion on measurements of the Earth magnetic field. *Keldysh Institute Preprints*. 2014. No. 17. 38 p. (In Russ.)
2. Belyaev M.Yu., Volkov O.N., Monakhov M.I., Sazonov V.V. Accuracy estimation of the technique for reconstructing the spacecraft attitude motion by measurements of its angular rate and Earth magnetic field strength. *Keldysh Institute Preprints*. 2016. No. 4. 40 p. DOI: 10.20948/prepr-2016-4. (In Russ.)
3. Avanesov G.A., Bessonov R.V., Kurkina A.N., Nikitin A.V., Sazonov V.V. Determination of a spacecraft attitude motion by measurements of four star sensors. *Keldysh Institute Preprints*. 2016. No. 57. 38 p. DOI: 10.20948/prepr-2016-57. (In Russ.)
4. Lomaka I., Belokonov I., Ustugov E. Technology for determining the local vertical of nanosatellite by processing videoimages of the Earth horizon. *IFAC-PapersOnline*. 2016. V. 49, Iss. 17. P. 206-211. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.036
5. Belyaev M.Yu., Matveeva T.V., Monakhov M.I., Sazonov V.V., Tsvetkov V.V. Reconstruction of spacecraft Progress attitude motion by measurements of their angular rate and electric current from solar batteries. *Keldysh Institute Preprints*. 2012. No. 39. 36 p. (In Russ.)
6. Stepanov O.A., Koshaev D.A. Analysis of solution methods for orientation problem

using satellite systems. *Giroskopiya i Navigatsiya*. 1999. No. 2 (25). P. 30-55. (In Russ.)

7. Treder A. Attitude error from phase center uncertainty in an interferometric GPS antenna array. *Collection of Technical Papers – AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference (August, 21-24, 2006, Keystone, CO; United States)*. 2006. V. 2. P. 904-917. DOI: 10.2514/6.2006-6384

8. Torre A.D., Caporali A., Praticelli N., Facchinetti C. Attitude and direction sensor using GPS carrier phase data. *European Space Agency, (Special Publication) ESA SP*. 2004. V. 548. P. 291-296.

9. Belokonov I.V., Kramlikh A.V. Space vehicle attitude control recovery procedure combining magnetometric and padionavigation measurements. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2007. No. 1 (12). P. 22-30. (In Russ.)

10. Grigoryeva M.Ye., Kramlikh A.V. Adaptive algorithm of determining low altitude spacecraft orientation on the basis of processing instant diverse-type measurements. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 4 (35). P. 69-75. (In Russ.)

11. Beletskiy V.V. *Dvizhenie iskusstvennogo sputnika otnositel'no tsentra mass* [Motion of an artificial satellite relative to the center of mass]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 416 p.

12. Storn R., Price K. Differential evolution – a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces. *Journal of Global Optimization*. 1997. V. 11. P. 341-359. DOI: 10.1023/A:1008202821328

ТЕОРИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2019

- А. В. Григорьев** кандидат технических наук, генеральный конструктор;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- А. А. Косматов** инженер-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. Соловьева** заместитель главного конструктора по перспективным
научно-исследовательским работам;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru

Обоснована необходимость создания оптимального газогенератора газотурбинного двигателя, в котором обеспечено согласование совместной работы его узлов: компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора с целью сокращения сроков доводки вновь разрабатываемых изделий, повышения их топливной экономичности, обеспечения работоспособности лопаток высокотемпературной, охлаждаемой турбины компрессора и выполнения всех эксплуатационных характеристик, связанных с работой оптимальной камеры сгорания, включая широкий диапазон режимов устойчивого горения, высотный запуск при отрицательной температуре воздуха и топлива, исключение загрязнения атмосферы токсичными выбросами. Разработаны методы оптимизации параметров согласования совместной работы узлов газогенератора, которыми являются приведённые скорости потока в пограничных, стыковочных поперечных сечениях потока между компрессором и камерой сгорания и между камерой сгорания и турбиной компрессора. Функцией цели при оптимизации принят эффективный коэффициент полезного действия термодинамического цикла двигателя. Функциональным ограничением является потребная глубина охлаждения лопаток турбины, определённая с учётом расчётов неравномерности и нестабильности поля температуры газа и фактической интенсивности турбулентности потока на входе лопаток. Выполнен теоретический анализ влияния различных воздействий на поток газа, вызывающих изменение полного давления потока в каналах газодинамической модели газогенератора, то есть изменение коэффициентов полезного действия его узлов. Показано, что большое время доводки опытного двигателя из-за необходимости дорогостоящих, натуральных испытаний с изготовлением опытных образцов связано, в частности, с не согласованным заданием при проектировании значений приведённых скоростей потока в пограничных сечениях узлов газогенератора. Создание оптимального газогенератора возможно только на основе интегральной математической модели оптимальной камеры сгорания.

Оптимальный газогенератор; согласование совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора; оптимальная камера сгорания.

Цитирование: Григорьев А.В., Косматов А.А., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Теория оптимального газогенератора газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 52-61. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-52-61

Введение

Газогенератор представляет собой основную часть газотурбинного двигателя и состоит из компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора.

В газотурбинном двигателе полная энергия газового потока на выходе из газогенератора может быть преобразована в политропическую работу расширения газа и да-

лее в механическую работу (крутящий момент) с помощью свободной турбины (турбовальный двигатель) или преобразована в силу тяги (реактивный двигатель) или часть свободной энергии будет затрачена на вращение вентилятора (двухконтурный реактивный двигатель). Следовательно один и тот же газогенератор может использоваться для многих видов тепловой машины. Поэтому проектирование оптимального газогенератора с учётом необходимости снижения сроков доводки и повышения надёжности работы двигателя является условием успешного создания новых опытных изделий.

Существующие методы расчёта лопаточных машин газогенератора предусматривают произвольное, не согласованное с камерой сгорания, задание скорости потока в пограничных сечениях турбины и компрессора с камерой сгорания без учёта особенностей её рабочего процесса, что дестабилизирует поток газа в горячей части газогенератора, приводит к дефектам лопаток высокотемпературной охлаждаемой турбины компрессора, ухудшает характеристики камеры сгорания [1]. Время доводки двигателя велико в связи с необходимостью устранения этих и других дефектов в его горячей части. На доводку опытного двигателя четвёртого, пятого и шестого поколений для истребителя уходит примерно пять лет независимо от страны-изготовителя. При этом суммарное время создания нового двигателя, которое затрачивается как на его доводку, так и на выполнение научно-исследовательских и экспериментальных работ (создание научно-технического задела), составляет соответственно 10, 15, 20 лет. Доводка предусматривает необходимость проведения дорогостоящих, длительных, натуральных испытаний, для которых необходимо изготавливать опытные образцы. Любое численное моделирование требует обязательной верификации, то есть проведения тех же натуральных испытаний, и может быть успешно применено только для качественной оценки изменения параметров процесса.

Поэтому согласование совместной работы узлов газогенератора на стадии проектирования нового двигателя является актуальным и предотвратит возникновение возможных потенциальных дефектов его горячей части, сократит длительность создания опытного изделия.

В работах [2; 3] установлено, что параметрами согласования совместной работы узлов газогенератора являются критерии механического подобия потоков, приведённые скорости газа в пограничных поперечных сечениях между компрессором и камерой сгорания λ_k и между камерой сгорания и турбиной компрессора λ_z .

Газодинамическая модель газогенератора

Назначением газогенератора является получение на выходе из его турбины компрессора газового потока как источника полной энергии газа.

Характеристиками полной энергии являются параметры заторможенного потока: полная температура газа T^* как мера энергии и полное давление газа p^* , характеризующее качество энергии. Чем больше полное давление, тем большее количество полной энергии можно преобразовать в полезную работу газа. Следовательно термодинамическая эффективность газогенератора, как и любой тепловой газовой машины, будет определяться значениями коэффициента восстановления полного давления газа в его узлах, что и определяет их коэффициенты полезного действия.

В связи с важностью изменения полного давления газа в узлах газогенератора, как показателя его эффективности, выполним анализ влияния различных воздействий на поток газа, на изменение его полного давления. Для этого совместно решим дифференциальные уравнения движения и энергии элементарной газовой частицы в следующих параметрах: число M , p^* , T^* для одномерного потока идеального газа, и получим следующее выражение:

$$\frac{dp^*}{p^*} = -\frac{dL_{\text{вн}}}{RT^*} - \left[\frac{k-1}{2} \right] M^2 \left(\frac{dQ_{\text{вн}}}{RT^*} \right) - dL_{\text{тр}},$$

где $L_{\text{вн}}$, $Q_{\text{вн}}$, $L_{\text{тр}}$ – соответственно внешняя работа, внешняя теплота и работа сил трения с учётом влияния отрыва струй, завихрений потока, течения в диффузоре.

Все эти последние воздействия на поток газа подобны трению и приводят к росту энтропии.

Определим влияние каждого из членов, входящих в уравнение движения, на изменение полного давления потока газа:

1. $dQ_{\text{вн}} = 0, dL_{\text{тр}} = 0$.

Пусть $dL_{\text{вн}} < 0$, то есть внешняя работа совершается над газом (компрессор), тогда $dp^* > 0$; $dL_{\text{вн}} > 0$, газ совершает работу расширения (турбина) и $dp^* < 0$.

Следовательно при подводе к газу энергии механическим путём полное давление возрастает (компрессор). При отводе от газа энергии механическим путём полное давление падает (турбина).

2. $dL_{\text{вн}} = 0, dL_{\text{тр}} = 0$.

Если $dQ > 0$, то $dp^* < 0$ (камера сгорания); $dQ < 0$, то $dp^* > 0$. Следовательно при подводе внешней теплоты к газовому потоку полное давление падает (камера сгорания). При отводе теплоты от газового потока полное давление возрастает. Величина изменения полного давления будет зависеть от числа M .

3. $dL_{\text{вн}} = 0, dQ_{\text{вн}} = 0$. $dL_{\text{тр}} = dQ_{\text{тр}} > 0, dp^* < 0$.

Следовательно при отсутствии внешних энергетических воздействий полное давление падает во всех случаях, когда увеличивается энтропия dS , так как при подводе внешней теплоты и при выделении теплоты трения энтропия возрастает. Полное давление возрастает, когда трение уменьшается.

Особенность дифференциальных уравнений переноса состоит в том, что они записываются для некоторого объёма газа, ограниченного контрольной поверхностью, и дают возможность судить о процессах, протекающих в этом объёме, по параметрам газа на границах этой поверхности (вход – выход), не вскрывая механизма процессов внутри объёма.

На основании вышеизложенного представим газодинамическую модель газогенератора в виде трёх, последовательно расположенных каналов, потоки газа в которых связаны между собой изменением приведённых скоростей потока в пограничных, стыковочных поперечных сечениях этих каналов. Расход газа, показатель адиабаты k и частота вращения роторов компрессора и турбины n постоянны. Число Прандтля во всех каналах постоянно $Pr = \text{const}$, а влияние числа Рейнольдса не учитывается. При этом текущий в каналах газ подвергается внешним энергетическим воздействиям. Преодоление потоком гидравлических сопротивлений в проточной части каналов, например, сопротивлений при обтекании лопаток компрессора и турбины с учётом утечек газа в радиальных зазорах; сопротивлений при обтекании решёток отверстий, щелей и завихрителей камеры сгорания; сопротивлений при течении потока в диффузорах приводит к потерям полного давления газа, то есть к изменению коэффициентов полезного действия узлов газогенератора. Например, коэффициент полезного действия процесса сжатия в газогенераторе η_c как отношение изоэнтропической работы газа к политропи-

ческой, связан с коэффициентом восстановления полного давления в этом процессе σ_c , следующими выражениями:

$$\sigma_c = \left[\frac{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\left(\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_c} + 1} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \quad \eta_c = \frac{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \cdot \frac{1}{\sigma_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} - 1},$$

где π_k – степень повышения полного давления в процессе сжатия; k – показатель адиабаты.

Первый канал модели газогенератора, преимущественно диффузор, в котором к текущему газу подводится внешняя энергия в виде механической работы, является газодинамической моделью компрессора. (Диффузором называется канал, скорость газа в котором на выходе из него меньше, чем на входе, в отличие от конфузора). Отношение $\frac{n}{\sqrt{T_{ex}^*}} = \text{const}$, где T_{ex}^* – полная температура воздуха на входе в компрессор. Пограничными сечениями этого канала являются площади входа и выхода, значения приведённых скоростей потока в них обозначены соответственно λ_{ex} и λ_k (выход из компрессора или вход в камеру сгорания).

Второй канал представляет собой изоэнергетический диффузор, переходящий в конфузор, к газовому потоку в котором подводится внешняя энергия в виде теплоты сгорания топлива – газодинамическая модель камеры сгорания с входным диффузором (физическая и математическая модели камеры сгорания представлены в работе [1]). Изоэнергетический поток в диффузоре камеры сгорания может отрываться от стенок канала, что приводит к возникновению неустойчивости параметров потока и, в частности, к неустойчивости поля температуры газа на выходе из камеры сгорания. Устранение возникающих при этом дефектов турбины требует длительной доводки горячей проточной части газогенератора, что увеличивает сроки создания двигателя. Второй канал ограничивается следующими площадями: от входа в диффузор камеры сгорания (выход из компрессора) до выхода из камеры сгорания (вход в турбину). Приведённые скорости потока в этих площадях обозначены соответственно λ_k и λ_z .

Третий канал модели газогенератора является конфузуром. В этом канале, представляющем собой газодинамическую модель турбины компрессора, от потока газа отбирается часть его полной энергии в виде внешней механической работы, подводимой далее к потоку газа в первом канале. Эта работа затрачивается на сжатие воздуха в компрессоре. Вторая часть энергии потока газа на выходе из турбины компрессора является свободной энергией, которая преобразуется в работу расширения газа для получения внешней работы в зависимости от типа газотурбинного двигателя. Отношение $\frac{n}{\sqrt{T_2^*}} = \text{const}$, где T_2^* – полная температура газа на входе в рабочее колесо первой ступени турбины компрессора. Третий канал ограничивается площадями сечений потока газа от входа в турбину (выход из камеры сгорания) до выхода из турбины. В этих сечениях приведённые скорости потока газа обозначены соответственно λ_z и λ_{mk} .

Таким образом, отметим следующие приведённые скорости потока газа в характерных пограничных сечениях газогенератора: λ_{ex} , λ_k , λ_z , λ_{mk} . Первая и последняя скорости потока в этом ряду задаются в процессе проектирования двигателя. Так, $\lambda_{ex} = 0,65 - 0,75$ [4], $\lambda_{mk} = 0,35 - 0,45$ [5].

Задача состоит в том, чтобы оптимизировать значения приведённых скоростей потока в пограничных, стыковочных сечениях рассматриваемых каналов λ_k и λ_z , исключив произвольное задание этих значений при проектировании лопаточных машин. Приведённые скорости потока λ_k и λ_z в оптимальном газогенераторе должны быть оптимизированы. Они являются параметрами варьирования в процессе выполнения оптимизации.

Оптимальный газогенератор

Оптимальным газогенератором будем считать такой турбокомпрессор, у которого параметры согласования совместной работы его узлов – компрессора, оптимальной камеры сгорания и высокотемпературной, охлаждаемой турбины компрессора – имеют оптимальные значения.

За функцию цели при оптимизации параметров согласования примем значение эффективного коэффициента полезного действия термодинамического цикла газотурбинного двигателя [1]:

$$\eta_e = \frac{\eta \frac{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_c} \left[\frac{\theta \eta_p \eta_c \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \sigma_{kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right)}{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1} - \frac{1}{(1+q_m)(1-\delta_{omb})} \right]}{\left(\theta - \left(\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_c} - 1 \right)}$$

Здесь η – коэффициент полноты сгорания топлива; σ_{kc} – коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания; δ_{omb} – относительный расход воздуха, отбираемый из камеры сгорания для охлаждения турбины и не проходящий через «горло» соплового аппарата, т. е. не участвующий в работе цикла; η_c – коэффициент полезного действия процесса сжатия, $\eta_c = 0,83 - 0,85$; η_p – коэффициент полезного действия процесса расширения, $\eta_p = 0,92 - 0,90$; π_k – степень повышения давления в цикле; θ – степень повышения температуры газа в цикле; q_m – относительный расход топлива.

Функциональным ограничением будет являться необходимая глубина охлаждения лопаток турбины компрессора [6], которая определяется допустимой температурой стенки лопаток, температурой газа, температурой охлаждающего лопатки воздуха при заданной системе их охлаждения и интенсивностью турбулентности потока газа, набегающего на лопатки [1; 7]. Ограничением являются и допустимые напряжения в корневой части рабочих лопаток при заданном коэффициенте запаса прочности [2].

Методика определения оптимального значения $\lambda_{к\text{ опт}}$ изложена в работах [2;8;9] как результат поиска компромисса между противоречиво влияющих на изменение эффективного коэффициента полезного действия термодинамического цикла газотурбинного двигателя η_e характеристик газогенератора: коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания $\sigma_{кс}$, относительный расход воздуха, охлаждающего лопатки турбины $\delta_{охл}$, не проходящего через «горло» соплового аппарата турбины, не участвующего в создании работы расширения газа, и коэффициент полезного действия компрессора η_k . Часть потерь полного давления в компрессоре может иметь место из-за наличия диффузорности его проточной части, определяемой отношением приведённых скоростей потока на входе и выходе $\lambda_{вх}$ и λ_k с учётом температуры газа. При этом $\delta_{охл}$ определяется значением потребной глубины охлаждения лопаток высокотемпературной турбины компрессора $\theta_{нотр}$ [6] при заданной системе охлаждения лопаток турбины. Потребная глубина охлаждения $\theta_{нотр}$ зависит от коэффициента неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания θ_{max} , от интенсивности турбулентности потока за камерой сгорания как функции её геометрических критериев, от нестабильности поля температуры газа $\Delta\theta_{max}$ [2]. Последняя величина зависит от значения критерия стабильного течения в диффузоре камеры сгорания A как функции λ_k . Безотрывное течение в диффузоре камеры сгорания обеспечивается при $A = 0,374$ [1].

В качестве примера была выполнена оптимизация для параметров серийного, высокотемпературного двухконтурного реактивного двигателя и было найдено значение $\lambda_{к\text{ опт}} = 0,28$ [9]. При этом на серийном двигателе $\lambda_k = 0,294$. Изменение λ_k с $0,294$ до $0,28$ обеспечивает рост относительного значения η_e на $\sim 0,6\%$.

Особенность оптимизации приведённой скорости потока газа на входе в турбину и определение $\lambda_{z\text{ опт}}$ [2] состоит в том, что повышение конфузурности газосборника жаровой трубы камеры сгорания, в частности, за счёт уменьшения площади выхода из камеры сгорания (входа в турбину) приводит к существенному снижению коэффициента неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания θ_{max} [1]. Соответственно снижается значение $\delta_{охл}$ и, следовательно, увеличивается η_e . В то же время при заданном среднем диаметре ротора турбины уменьшается высота её рабочих лопаток h_m и, следовательно, растёт значение относительного радиального зазора Δh_m . Увеличение утечек газа через радиальный зазор приводит к уменьшению η_e . Компромисс между противоречивым влиянием на η_e указанных выше параметров обеспечивается оптимальным значением $\lambda_{з\text{ опт}}$. В то же время увеличение высоты рабочей лопатки турбины определяет рост действующих напряжений в её корневой части σ , ограничиваемых нормированным коэффициентом запаса прочности.

Для параметров форсированного режима серийного двигателя, имеющего значение $\lambda_z = 0,156$, было рассчитано значение $\lambda_{z\text{ опт}} = 0,142$ [2]. Изменение значения λ_z от $0,156$ до $0,142$ повышает относительную величину η_e на $\sim 0,8\%$.

Обязательным условием создания оптимального газогенератора является наличие в его составе оптимальной камеры сгорания, геометрические и газогидродинамические критерии которой определены так, чтобы эффективный коэффициент полезного действия двигателя имел максимальное значение: $\eta_e = \eta_{e\text{ макс}}$ [1;2;10 – 13]. Оптимальные

геометрические размеры и критерии проточной части камеры сгорания однозначно определяются на основе её интегральной математической модели. Модель создана решением дифференциальных уравнений переноса теплоты, массы и количества движения с источниками и стоками теплоты и массы для турбулентного потока газа. Рассмотрены нестационарные процессы. В результате получены уравнения, связывающие все характеристики камеры сгорания с её геометрическими и гидродинамическими критериями.

Оптимальная камера сгорания обеспечивает высокий уровень полноты сгорания топлива, устойчивость процесса горения, запуск двигателя в широком диапазоне климатических условий, защиту окружающей среды от загрязнения продуктами сгорания топлива.

Таким образом, применение оптимального газогенератора в тепловых газовых машинах существенно сокращает продолжительность доводки опытного изделия; обеспечивает максимальную топливную экономичность двигателя, работоспособность лопаток высокотемпературной, охлаждаемой турбины компрессора; обеспечивает все эксплуатационные характеристики двигателя, определяемые работой камеры сгорания, включая широкий диапазон устойчивого горения, высотный запуск двигателя при отрицательной температуре воздуха и топлива, минимальное содержание вредных веществ в выхлопных газах.

Заключение

Оптимальным газогенератором является такой, в котором параметры согласования совместной работы его узлов – компрессора, оптимальной камеры сгорания и турбины компрессора – имеют оптимальные значения. Параметрами согласования определены приведённые скорости потока газа в пограничных стыковочных сечениях узлов газогенератора.

Проектирование оптимального газогенератора предотвратит возникновение в эксплуатации возможных потенциальных дефектов высокотемпературной охлаждаемой турбины компрессора и, следовательно, обеспечит существенное сокращение сроков доводки опытного образца вновь создаваемого двигателя при максимальном значении эффективного коэффициента полезного действия его термодинамического цикла.

Рабочий процесс оптимальной камеры сгорания описывается интегральной математической моделью, представляющей собой зависимость характеристик камеры сгорания от её гидродинамических и геометрических критериев и размеров, что даёт возможность однозначно определить оптимальные значения скоростей потока в проточной части камеры сгорания от её входа до выхода и обеспечить все требуемые техническими условиями характеристики камеры: устойчивость горения, запуск при всех климатических условиях, исключение загрязнения атмосферы токсичными выбросами.

Газодинамическая модель газогенератора состоит из трёх последовательно расположенных каналов, представляющих собой газодинамические модели компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора. Текущий в каналах газ подвергается внешним энергетическим воздействиям, а преодоление потоком гидравлических сопротивлений в каналах, например, в форме лопаток компрессора и турбины, решёток отверстий и щелей, завихрителей камеры сгорания, диффузоров в проточной части, приводит всегда к потерям полного давления газа, то есть к снижению топливной экономичности двигателя. Значения приведённых скоростей потока в пограничных сечениях каналов определяют согласование совместной работы узлов газогенератора.

Библиографический список

1. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. СПб: Наука, 2010. 227 с.
2. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Оптимизация камеры сгорания. СПб: Изд-во Политехнического ун-та, 2015. 152 с.
3. Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Концепция согласования совместной работы камеры сгорания с турбиной и компрессором газогенератора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5 (29). С. 78-82.
4. Теория воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
5. Абианц В.Х. Теория авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение, 1979. 246 с.
6. Дьячков О.В, Сафонов А.Ю., Грачев А.М., Рудаков О.А. Методология расчёта потребной глубины охлаждения лопаток первой ступени турбины компрессора // Сборник статей международной научно-технической конференции «Климовские чтения – 2017. Перспективные направления развития авиадвигателестроения». СПб: Скифия-принт, 2017. С. 83-88.
7. Рудаков О.А., Митрофанов В.А. Определение параметров турбулентности потока газа в камере сгорания на основе интегрирования и преобразований уравнений Рейнольдса и Навье-Стокса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2002. № 2 (2). С. 92-96.
8. Григорьев А.В., Илюшин М.Ю., Митрофанов В.А., Рассохин В.А., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Условия совместимости компрессора и камеры сгорания, обеспечивающие работоспособность турбины при их работе в составе газогенератора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 1. С. 73-78.
9. Григорьев А.В., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Оптимизация параметров согласования совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора // Сборник докладов международной научно-технической конференции «Климовские чтения – 2018. Перспективные направления развития авиадвигателестроения». СПб: Скифия-принт, 2018. С. 5-10.
10. Саркисов А.А., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д., Сигалов Ю.В. Способ работы газотурбинного двигателя и огневой блок для сжигания смеси топлив: патент РФ № 2145669; опубл. 20.02.2000.
11. Саркисов А.А., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д., Сигалов Ю.В. Камера сгорания с оптимальным числом форсунок: патент РФ № 2171432; опубл. 27.07.2001.
12. Рудаков О.А. Жаровая труба камеры сгорания газотурбинного двигателя: патент РФ № 2343355; опубл. 10.01.2009; бюл. № 1.
13. Григорьев А.В., Рудаков О.А. Саливон Н.Д. Камера сгорания с оптимальным режимом работы: патент РФ № 2400673; опубл. 27.09.2010; бюл. № 27.

THEORY OF GAS TURBINE ENGINE OPTIMAL GAS GENERATOR

© 2019

- A. V. Grigoriev** Candidate of Science (Engineering), General Designer;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- A. A. Kosmatov** Design Engineer;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- O. A. Rudakov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Science Advisor;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- A. V. Solovieva** Deputy Chief Designer for Advanced Research;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru

The article substantiates the necessity of designing an optimal gas generator of a gas turbine engine. The generator is to provide coordinated joint operation of its units: compressor, combustion chamber and compressor turbine with the purpose of reducing the period of development of new products, improving their fuel efficiency, providing operability of the blades of a high-temperature cooled compressor turbine and meeting all operational requirements related to the operation of the optimal combustion chamber including a wide range of stable combustion modes, high-altitude start at subzero air and fuel temperature conditions and prevention of the atmosphere pollution by toxic emissions. Methods of optimizing the parameters of coordinated joint operation of gas generator units are developed. These parameters include superficial flow velocities in the boundary interface cross sections between the compressor and the combustion chamber, as well as between the combustion chamber and the compressor turbine. The effective efficiency of the engine thermodynamic cycle is the optimization target function. The required depth of the turbine blades cooling is a functional constraint evaluated with account for calculations of irregularity and instability of the gas temperature field and the actual flow turbulence intensity at the blades' inlet. We carried out theoretical analysis of the influence of various factors on the gas flow that causes changes in the flow total pressure in the channels of the gas generator gas dynamic model, i.e. changes in the efficiencies of its units. It is shown that the long period (about five years) of the engine final development time, is due to the necessity to perform expensive full-scale tests of prototypes, in particular, it is connected with an incoordinate assignment in designing the values of the flow superficial velocities in the boundary sections between the gas generator units. Designing of an optimal gas generator is only possible on the basis of an integral mathematical model of an optimal combustion chamber.

Optimal gas generator; coordinated joint operation of compressor; combustion chamber and turbine; optimal combustion chamber.

Citation: Grigoriev A.V., Kosmatov A.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Theory of gas turbine engine optimal gas generator. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 52-61. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-52-61

References

1. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D. *Teoriya kamery sgoraniya* [Theory of the combustion chamber]. SPb: Nauka Publ., 2010. 227 p.
2. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. *Optimizatsiya kamery sgoraniya* [Combustion chamber optimization]. SPb: Polytechnic University Publ., 2015. 152 p.
3. Grigoriev A.V., Golubchikov P.P., Ilyushin M.Yu., Rudakov O.A., Solovieva A.V. The concept of matching the joint operation of the combustion chamber, the compressor and the turbine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 5 (29). P. 78-82. (In Russ.)

4. *Teoriya vozdušno-reaktivnykh dvigateley / pod red. S.M. Shlyakhtenko* [Theory of air-jet engines / ed. by S.M. Shlyakhtenko]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 568 p.
5. Abiants V.Kh. *Teoriya aviatsionnykh gazovykh turbin* [Theory of aviation gas turbines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979. 246 p.
6. D'yachkov O.V., Safonov A.Yu., Grachev A.M., Rudakov O.A. Metodologiya rascheta potrebnoy glubiny ohlazhdeniya lopatok pervoy stupeni turbiny kompressora. *Sbornik statey mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Klimovskie chteniya – 2017. Perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelestroeniya»*. SPb: Skifiya-print Publ., 2017. P. 83-88. (In Russ.)
7. Rudakov O.A., Mitrofanov V.A. Defining combustor gas flow turbulence parameters on the basis of integration and transformations of Reynolds and Navier-Stokes equations. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2002. No. 2 (2). P. 92-96. (In Russ.)
8. Grigoriev A.V., Ilyushin M.Yu., Mitrofanov V.A., Rassokhin V.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Conditions of compatibility of compressor and turbine used as part of a gas generator required to ensure turbine operability. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 1. P. 73-78. (In Russ.)
9. Grigoriev A.V., Ilyushin M.Yu., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Optimizatsiya parametrov soglasovaniya sovmestnoy raboty kompressora, kamery sgoraniya i turbiny kompressora. *Sbornik dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Klimovskie chteniya – 2018. Perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelestroeniya»*. SPb: Skifiya-print Publ., 2018. P. 5-10. (In Russ.)
10. Sarkisov A.A., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D., Sigalov Ju.V. *Sposob raboty gazoturbinnogo dvigatelya i ognevoy blok dlya szhiganiya smesi topliv* [Method of operation of gas turbine engine and fire unit for combustion of fuel mixture]. Patent RF, no. 2145669, 2000. (Publ. 20.02.2000)
11. Sarkisov A.A., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D., Sigalov Ju.V. *Kamera sgoraniya s optimal'nym chislom forsunok* [Combustion chamber with optimum number of injectors]. Patent RF, no. 2171432, 2001. (Publ. 27.07.2001)
12. Rudakov O.A. *Zharovaya truba kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya* [Combustion liner of gas-turbine engine]. Patent RF, no. 2343355, 2009. (Publ. 10.01.2009, bull. no. 1)
13. Grigor'ev A.V., Rudakov O.A., Salivon N.D. *Kamera sgoraniya s optimal'nym rezhimom raboty* [Combustion chamber with optimum operating mode]. Patent RF, no. 2400673, 2010. (Publ. 27.09.2010, bull. no. 27).

ТЕХНОЛОГИЯ РАСЧЁТНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ В СРЕДЕ ANSYS CFD

© 2019

В. В. Рыжков кандидат технических наук, руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

И. И. Морозов младший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Представлено описание математической модели рабочего процесса ракетного двигателя малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе и некоторых фрагментов технологии расчётного исследования распределения газодинамических параметров в тракте двигателя. Приведены результаты расчёта распределения линий тока, картины и эпюры распределения полной температуры вдоль и в характерных поперечных сечениях тракта камеры двигателя, осевой составляющей (полной) скорости в выходном сечении сопла Лавала продуктов сгорания. Представлены результаты расчёта температуры в области внутренней стенки ракетного двигателя. Показано, что распределение температуры торможения продуктов сгорания оказывает существенное влияние на эффективность преобразования топлива в камере двигателя, его тепловое состояние и позволяет наметить пути совершенствования рабочего процесса ракетного двигателя малой тяги.

Ракетный двигатель малой тяги; газообразное кислородно-водородное топливо; модель рабочего процесса; технология расчётного исследования; распределение параметров в газодинамическом тракте; параметрическое исследование; энергетические параметры двигателя.

Цитирование: Рыжков В.В., Морозов И.И. Технология расчётного исследования параметров рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе в среде ANSYS CFD // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 62-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-62-74

При создании новых космических аппаратов (КА) различного целевого назначения и разгонных блоков (РБ) одной из важных задач является выбор, разработка (модернизация) ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) и двигательных установок систем управления.

Для любых РДМТ актуальным является распределение газодинамических параметров в трактах двигателей, определяющих совершенство рабочих процессов в камере сгорания и сопле, влияющих на тепловое состояние конструкции и формирующих основные (энергетические) параметры ракетных двигателей.

До последнего времени большинство задач при создании двигателей решалось, в основном, экспериментальным методом, сопровождающимся необходимостью имитации эксплуатационных условий, высокой трудоёмкостью изготовления опытных изделий, экспериментальных стендов и других элементов экспериментальной инфраструктуры. Отработка двигателей по этой технологии длится значительный период времени (до 7...10 лет); получаемая информация имеет понятные ограничения (исследования проводятся не во всей области изменения определяющих параметров). В результате,

как правило, определяются только интегральные характеристики и на последнем этапе отрабатывается тепловое состояние конструкции.

В настоящее время для решения ряда задач создания двигателей всё большее значение приобретают численные методы исследования, способствующие сокращению сроков разработки, повышению качества проектирования и снижению объёмов экспериментальной отработки изделий.

Математическое моделирование связано с исследуемым объектом через расчётную область, начальные и граничные условия, но подвержено влиянию специфических факторов, отсутствующих при физическом моделировании, таких как замена непрерывной области дискретной; замещение дифференциальных уравнений, описывающих физические процессы, системой алгебраических уравнений; использование ряда ограничений и допущений.

При этом численные методы не позволяют получить новые знания и не избавляют от необходимости решения проблем газовой динамики, в частности исследования турбулентного течения, горения и ряда других.

Но, учитывая возможности современной вычислительной газовой динамики, целесообразно уже в настоящее время её использование при решении инженерных задач в цикле создания ракетно-космической техники.

Экспериментальные методы по-прежнему являются незаменимыми на всех этапах создания двигателей: принятия и апробации технических решений, оценке соответствия параметров изделий требованиям технического задания (ТЗ), отработке двигателей и др.

Перспективным направлением является интеграция результатов, полученных при математическом моделировании, в систему компьютерного проектирования ракетных двигателей малой тяги и далее в PLM-систему двигательной установки и космического аппарата в целом.

В работе используется компьютерная среда ANSYS CFD для исследования стационарного пространственного турбулентного многокомпонентного химически реагирующего потока рабочего тела в до-, транс- и сверхзвуковой областях.

Расчётные исследования рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги на газообразных кислороде и водороде ($P \sim 100$ Н) проведены с помощью математической модели, созданной на основе программного комплекса ANSYS CFD [1], включающей базовые уравнения сохранения массы, импульса, энергии, концентрации компонентов топлива в форме Навье-Стокса. Для моделирования турбулентности применена модель на основе напряжений Рейнольдса (RSM) [2], модернизированная под «закон стенки» для структуры потока и тепломассообмена в пристенной области.

Выбрана диффузионная модель горения (EDM) [3] с простой химической реакцией, поскольку лимитирующей является скорость смешения компонентов топлива по сравнению со скоростью протекания кинетических процессов.

Эффективные числа Прандтля и Шмидта приняты равными единице.

Теплообмен на стенке камеры двигателя соответствует условиям непроницаемости, собственно стенки не реагирующие и адиабатные.

Реализация математической модели рабочего процесса РДМТ в среде ANSYS CFD осуществляется с помощью апробированной технологии, созданной в среде ANSYS Workbench, через три программных модуля: препроцессора CFX-Pre, решателя CFX-Solver, постпроцессора CFD-Post. Использование среды ANSYS Workbench позволяет выйти на реализацию задач FSI, например, произвести расчёт теплового состояния стенки камеры и сопла с учётом циркуляции компонента в каналах «рубашки охлаждения» и др.

В препроцессоре CFD формируется геометрическая трёхмерная модель объекта исследования и расчётная сетка, накладываются граничные условия подвода компонентов и истечения продуктов сгорания из сопла, выбирается тип течения (стационарный или нестационарный), задаются начальные условия расчёта, число и свойства взаимодействующих веществ.

Создание трёхмерной модели объекта, включающей газодинамический тракт двигателя, осуществляется либо с помощью встроенных средств ANSYS, либо с помощью CAD-пакетов типа Creo или NX, как это сделано в данной работе. Использование технологии двухсторонней параметризации позволяет организовать бесшовный обмен данными с внешними CAD-пакетами.

После получения трёхмерной модели объекта осуществляется выбор сеткогенератора для создания расчётной сетки.

Основным критерием правильного выбора сетки служит сравнение результатов, полученных на ней, с эталоном, в качестве которого можно использовать результат эксперимента, аналитическое решение либо решение, полученное на мелкой сетке.

Однако, если отсутствует возможность сравнения с известными результатами, можно поступить, как это сделано в данной работе, следующим образом. Первое решение получить на сравнительно «грубой» сетке, а затем измельчать её до тех пор, пока результаты двух соседних решений не станут близкими, т.е. пока не исчезнет зависимость решения от размеров ячеек сетки.

В данной работе для создания расчётной сетки, как правило, используется модуль ANSYS ICEM CFD, отличительной особенностью которого является возможность создания блочно-структурированной сетки, наличие средств проверки её качества и ручного редактирования.

Отметим, что применение блочно-структурированной сетки позволяет существенно уменьшить сеточную вязкость и повысить точность полученных результатов.

Недостатком этого метода является сложность процесса построения такого типа расчётной сетки, применение которой требует опыта и навыков.

После создания расчётной сетки проверяется её качество средствами, которыми обладает ANSYS ICEM CFD.

Созданную расчётную сетку импортируют в препроцессор ANSYS CFD, в котором производится выбор типа течения (стационарный, нестационарный); накладываются граничные условия входа Inlet и выхода Outlet (в работе используются: на входе в объект – постоянство скорости компонентов: $V_{x,z,o} = \text{const}$, а в выходном сечении сопла двигателя – постоянство давления окружающей среды: $P_n = \text{const}$); задаются начальные условия расчёта (либо равномерное распределение параметров, либо распределение, полученное на «грубой» сетке); выбирается схема дискретизации конвективных членов уравнений и шаг по времени.

Далее созданная модель передаётся на решение.

В решателе подготовленная модель проходит процесс «нивелирования невязок», (т. е. снижение невязок до низкого уровня и выход на постоянные значения).

Полученное в итоге численное решение уравнений Навье-Стокса удовлетворяет всем условиям, заданным в препроцессоре. Если условия и модели были заданы правильно, то эти значения в идеале соответствуют тем же параметрам, которые могут быть получены, например, в физическом эксперименте, проведённом при точно таких же условиях. Поэтому CFD-моделирование иногда называют «численным экспериментом».

В постпроцессоре производится формирование результатов, полученных в решателе, в виде, позволяющем выполнить построение полей распределения скалярных параметров и векторных полей, построение графиков; получить значения локальных па-

раметров, некоторых интегральных величин, создать и просмотреть анимационные, видеокартины и т. д.

Важной и завершающей частью решения задачи является отображение полученной расчётной информации.

Отметим, что для целей работы необходимо отображение расчётной области объекта, его каркаса, векторного и скалярного полей течения, нормализованного поля векторов, линий тока, полей статических и полных газодинамических параметров в формах, которые наиболее полно характеризуют закономерности течения, основные исследуемые процессы, параметры и характеристики объектов исследования.

В работе исследуются структура течения, параметры рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги, определяющие их эффективность и надёжность, основные (энергетические) характеристики РДМТ и оценивается тепловое состояние конструкции.

Целесообразно рассмотреть, как минимум, распределение в газодинамическом тракте двигателя (камере сгорания): полной температуры продуктов сгорания как основного энергетического параметра; осевой (полной) скорости продуктов сгорания в выходном сечении сопла РДМТ – параметра, определяющего удельный импульс тяги двигателя и температуры продуктов сгорания в области стенки двигателя, определяющей тепловое состояние конструкции.

Реализацию изложенной технологии проиллюстрируем данными, полученными при расчёте ракетного двигателя малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе.

Исходные данные для расчёта:

- тяга РДМТ ~ 100 Н;
- компоненты ракетного топлива – газообразные кислород и водород;
- массовое соотношение компонентов топлива – $k_m = 8,0(7,937)$;
- расход окислителя (кислород) – $\dot{m}_o = 20$ г/с;
- расход горючего (водород) – $\dot{m}_z = 2,5$ г/с;
- расход топлива – $\dot{m}_\Sigma = 22,5$ г/с;
- давление в камере сгорания – $p_k \leq 1,0$ МПа;
- приведённая длина камеры сгорания – $L_* = 0,4$ м;
- геометрическая степень расширения сопла – $\bar{F}_c = 250$.

Конструктивная схема РДМТ представлена на рис. 1.

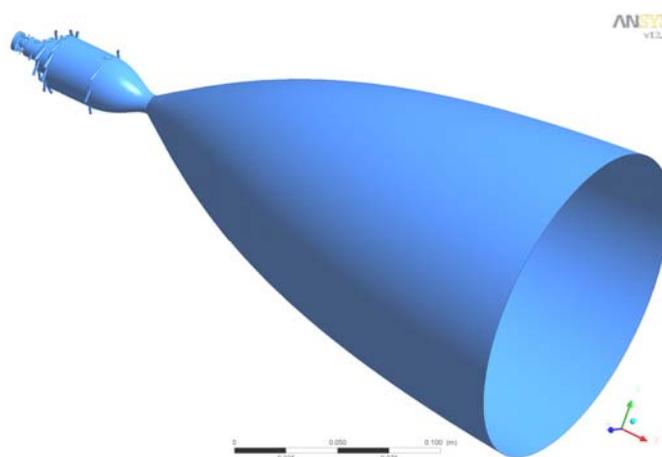


Рис. 1. Схема организации рабочего процесса РДМТ 100

Схема расположения характерных сечений в газодинамическом тракте РДМТ, в которых отображаются результаты, показана на рис. 2.

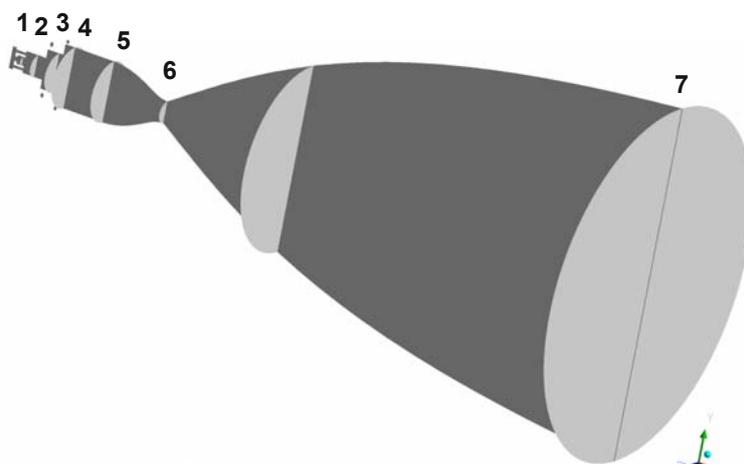


Рис. 2. Схема расчётной области с выделенными характерными сечениями

Основные геометрические параметры РДМТ сведены в табл. 1; основные геометрические параметры линий подвода компонентов топлива – в табл. 2.

Таблица 1. Основные геометрические параметры тракта РДМТ 100

Геометрия камеры двигателя													
d_1 , мм	d_2 , мм	d_3 , мм	d_4 , мм	d_5 , мм	d_6 , мм	d_7 , мм	l_1 , мм	l_2 , мм	l_3 , мм	l_4 , мм	l_5 , мм	l_6 , мм	l_7 , мм
2,0	4,0	10,0	18,0	24,0	10,0	160,0	2,0	4,0	10,0	8,0	30,0	25,0	260,0

Таблица 2. Основные геометрические параметры линий подвода компонентов топлива РДМТ 100

Геометрия линий подвода компонентов				
d_1^r , мм	d_2^r , мм	d_1^o , мм	d_2^o , мм	d_3^o , мм
0,73×4	1,5×8	1,07×4	1,6×12	1,2×8

В завершение проектного облика объекта исследования отметим, что для воспламенения топливной смеси в камере сгорания РДМТ выбрана эффективная, отработанная и надёжная электроискровая система воспламенения.

Для организации рабочего процесса в камере РДМТ выбран один из эффективных способов смешения газообразных кислорода и водорода в камере сгорания ракетных двигателей малой тяги на основе взаимодействия спутных коаксиальных закрученных в одну сторону газовых потоков компонентов топлива, организованных в несколько каскадов [4].

Вопросы охлаждения стенок камеры РДМТ решены с помощью газовых завес, основные параметры и конструктивное оформление которых выбирались с использованием материалов [5].

Полученные результаты расчёта удобно представить в виде картин распределения параметров, характеризующих качество рабочего процесса, в продольном сечении про-

точной части камеры РДМТ и в характерных поперечных сечениях, а также эпюр распределения определяющих величин.

На рис. 3 представлена структура течения продуктов сгорания в форме распределения линий тока вдоль проточной части камеры РДМТ 100.

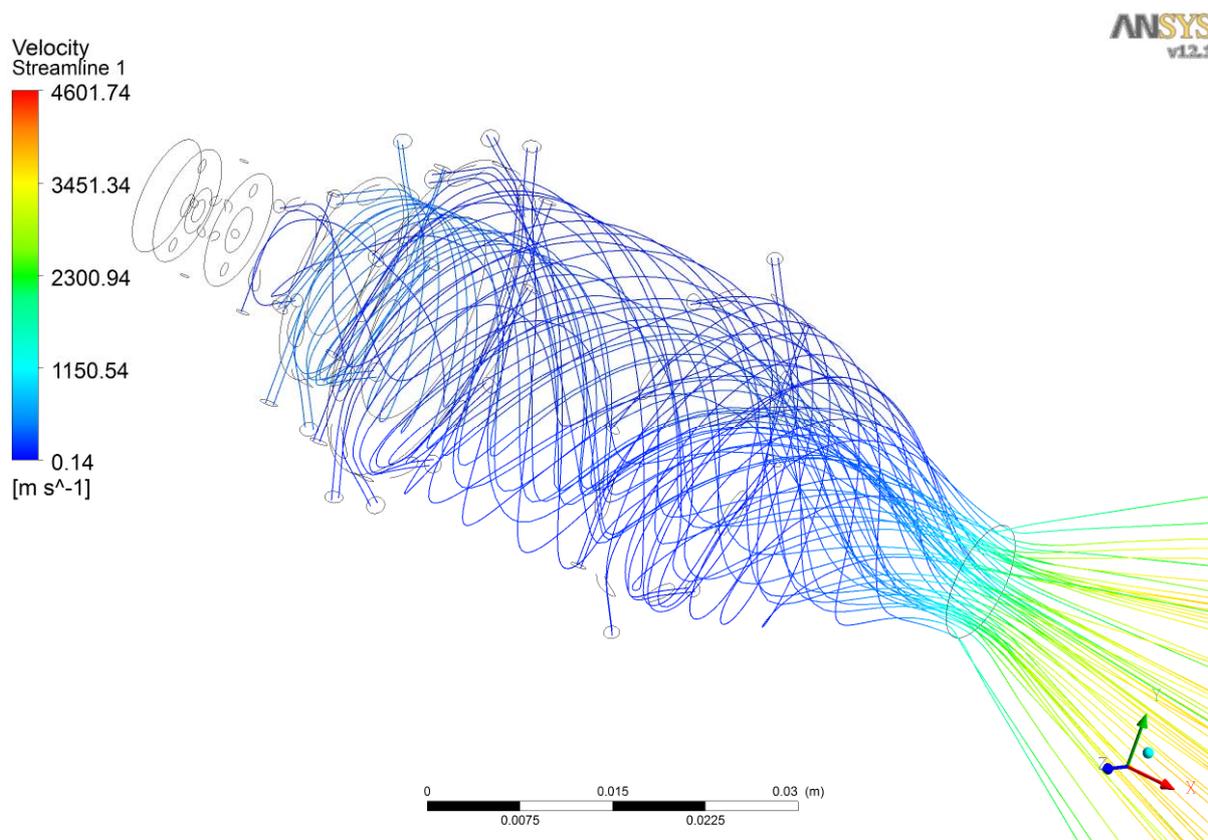


Рис. 3. Распределение линий тока продуктов сгорания вдоль проточной части РДМТ 100

Подача газообразных кислорода и водорода в основном осуществляется через тангенциальные каналы, и эффективное смешение компонентов имеет место в предкамере и камере сгорания, что видно по характерному искривлению линий тока. По мере развития течения линии тока продуктов сгорания становятся упорядоченными. На участке предкамеры и камеры сгорания проявляется механизм турбулентного перемешивания потоков газообразных кислорода и водорода. Он характерен для развитых закрученных течений, поэтому его использование является дополнительным фактором влияния на полноту сгорания топлива в камере без снижения эффективности сопла [6].

Важным с точки зрения оценки эффективности рабочего процесса в РДМТ является распределение полной температуры продуктов сгорания в тракте камеры ракетного двигателя как энергетического параметра, отражающего качество преобразования топлива в камере двигателя.

Результаты представлены на рис. 4.

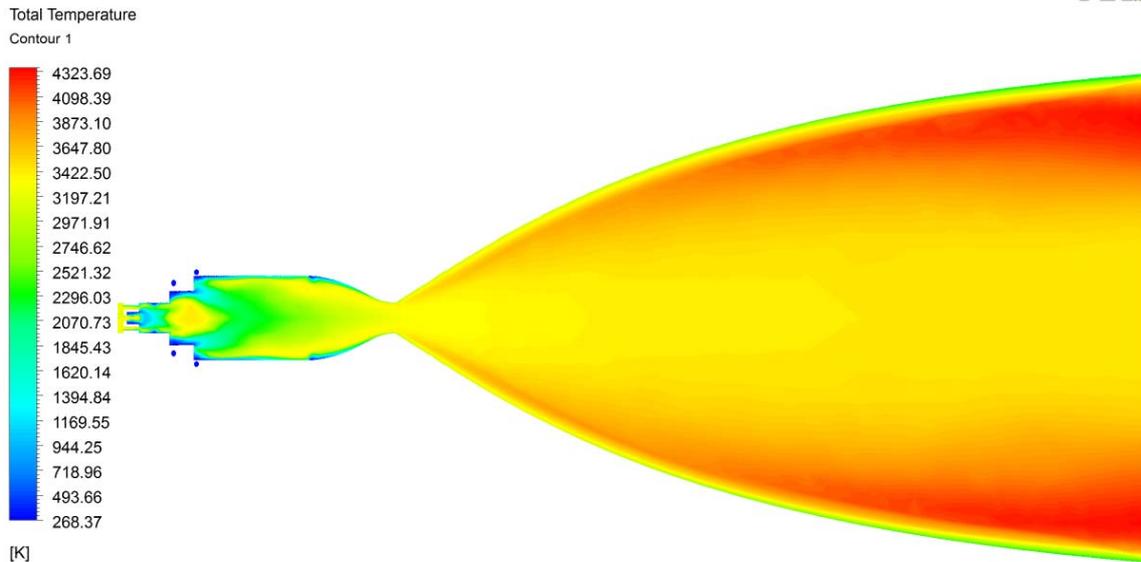


Рис. 4. Распределение полной температуры продуктов сгорания в тракте камеры РДМТ 100

Отметим наличие протяжённых зон повышенной температуры в предкамере и камере сгорания, начинающихся в сечении подачи основных компонентов топлива.

Можно выделить специально организованные пристенные зоны с пониженной температурой продуктов сгорания вдоль камеры двигателя, которые, в основном, ниже допустимой температуры стенки при использовании в качестве конструкционного материала, например, сплавов на основе ниобия и молибдена.

Видно, что внутрикамерные процессы протекают достаточно полно, но резервы совершенствования схемы смесеобразования очевидны.

В подтверждение сказанного на рис. 5, 6 представлены распределения полной температуры продуктов сгорания в начальном и конечном сечениях камеры сгорания.

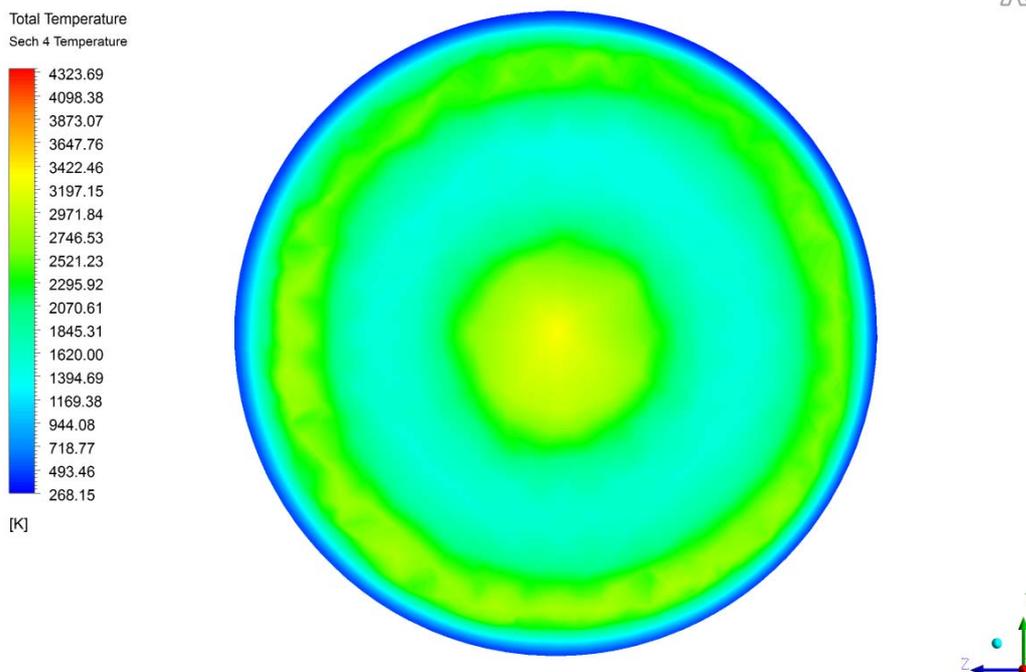


Рис. 5. Распределение температуры торможения продуктов сгорания в начальном сечении камеры сгорания РДМТ 100

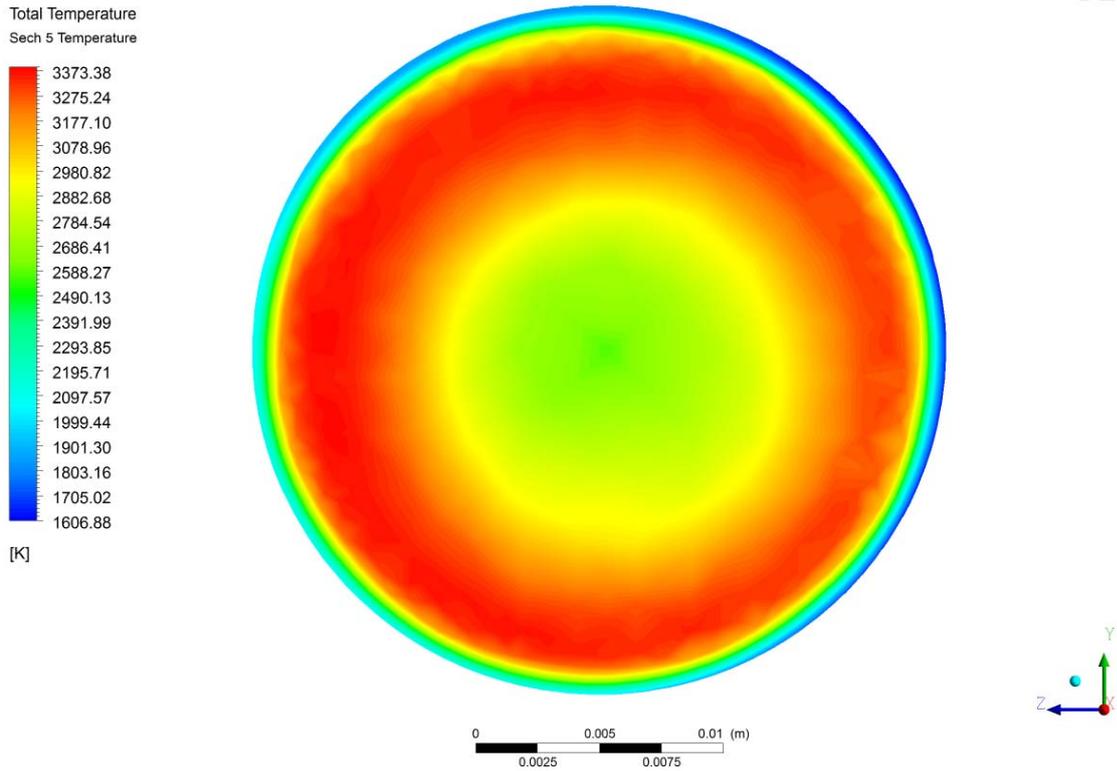


Рис. 6. Распределение температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100

В количественном отношении полнота преобразования компонентов топлива на участке камеры сгорания может характеризоваться на основе данных, представленных на рис. 7, 8.

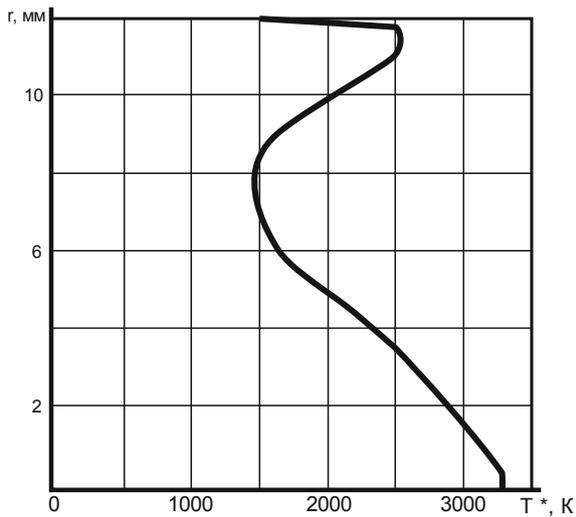


Рис. 7. Эюра температуры торможения продуктов сгорания в начальном сечении камеры сгорания РДМТ 100

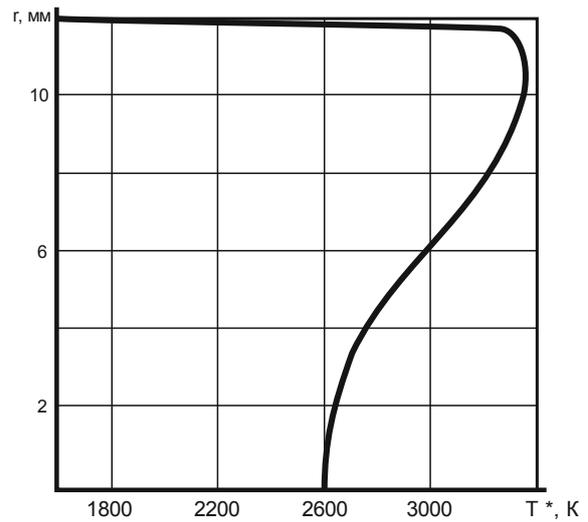


Рис. 8. Эюра температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания РДМТ 100

С точки зрения формирования энергетических параметров РДМТ интерес представляют численные значения и форма эпюры температуры торможения (как результат процессов смесеобразования и преобразования топлива при горении компонентов топлива). Требования к эпюре T^* заключаются в том, что в центральной области камеры значения температуры должны быть приближенными к максимальным для принятого массового соотношения компонентов, а в области стенки ракетного двигателя – не превышать допустимую для выбранного конструкционного материала температуру стенки. Исходя из этого, профиль полной температуры должен в идеале иметь параболическую форму, обращённую своей выпуклой частью по направлению движения потока продуктов сгорания.

В соответствии с этим полученное распределение температуры торможения продуктов сгорания в конечном сечении камеры сгорания требует коррекции, как минимум, в части перераспределения топлива между каскадами схемы смесеобразования.

Реализация в ракетном двигателе максимального удельного импульса тяги зависит от величины и формы (полноты) эпюры осевой составляющей скорости продуктов сгорания в выходном сечении сопла. В этом смысле важным является деформация распределения скорости от минимального сечения сопла до среза. В выходном сечении сопла осевая составляющая скорости должна стремиться к своему максимуму, соответствующему принятой степени расширения продуктов сгорания в сопле.

Опуская анализ причин изменения полной скорости и её составляющих в сверхзвуковом сопле, рассмотрим выходное сечение сопла (рис. 9), где представлены эпюры скорости потока продуктов сгорания.

Отметим характерное распределение осевой составляющей скорости продуктов сгорания, которое прямым образом влияет на формирование удельного импульса тяги РДМТ.

В центральной области сечения сопла скорость продуктов сгорания кислородно-водородного топлива достигает $U \sim 4300$ м/с. В районе стенки сопла наблюдается существенное её уменьшение.

В целом полученная эпюра скорости отвечает требованиям к желаемому распределению в поперечном сечении на выходе из сопла РДМТ с геометрической степенью расширения $\bar{F}_c = 250$.

Важнейшим показателем РДМТ является тепловое состояние конструкции. На расчётном этапе этому в значительной степени способствует локализация температуры (полной температуры) продуктов сгорания в области стенки камеры двигателя. Удобно эти результаты представить на каркасной модели РДМТ.

На рис. 10 представлена картина распределения температуры продуктов сгорания в области стенки РДМТ как основа оценки теплового состояния двигателя малой тяги с однослойной конструкцией стенки камеры.

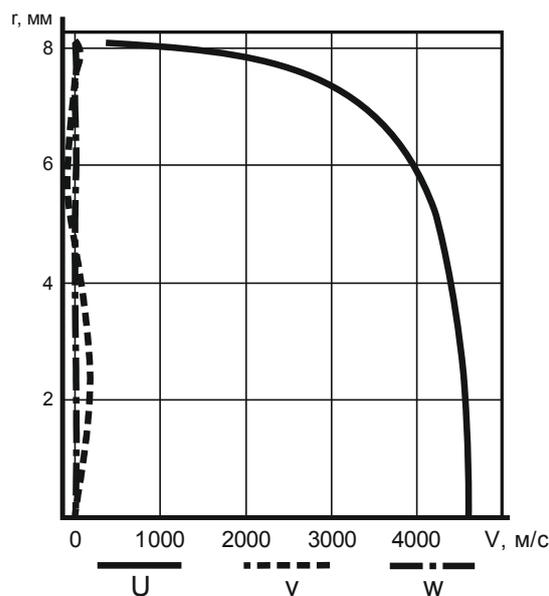


Рис. 9. Распределение полной (осевой) скорости продуктов сгорания в выходном сечении РДМТ 100

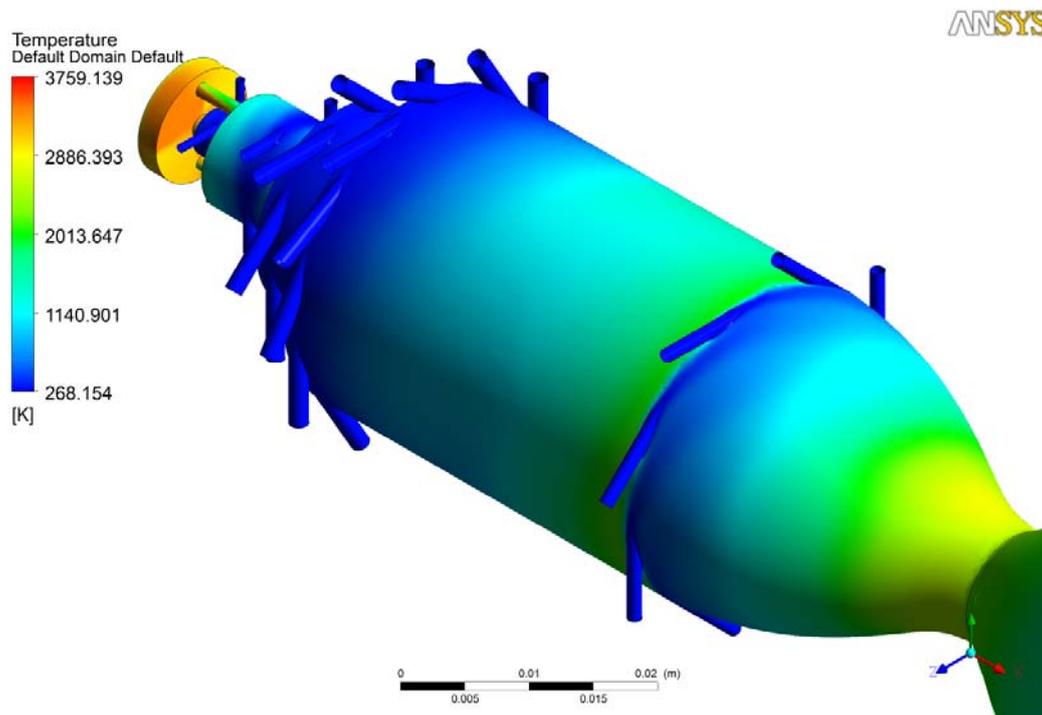


Рис. 10. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100

Сопоставляя значения температуры продуктов сгорания с допустимой температурой стенки выбранного конструкционного материала, необходимо найти компромиссное решение: либо заменить материал конструкции (с более высокими значениями $T_{ст}^{don}$), либо обеспечить более низкую температуру у стенки камеры двигателя, внося изменения в схему смесеобразования изделия.

Полученная расчётная информация позволяет не только определить параметры и характеристики исследуемого объекта, но и наметить пути совершенствования рабочего процесса и конструкции двигателя.

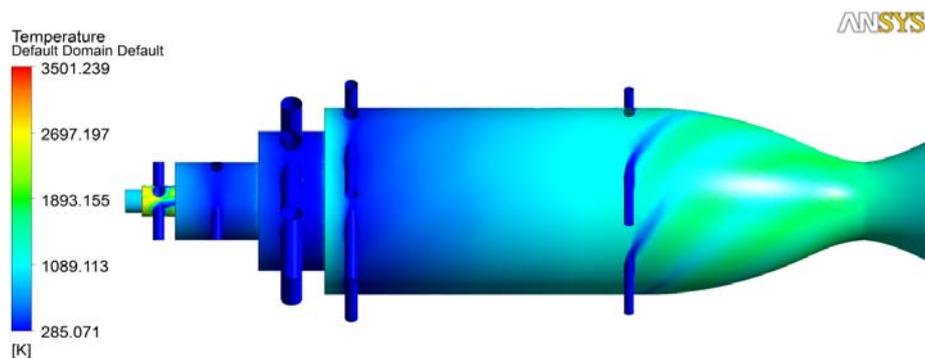
В принятой схеме РДМТ на основе коаксиальных, закрученных газовых потоков компонентов ракетного топлива, обеспечивающей достаточно высокие значения энергии турбулентности как локальной, так и интегральной, заложены высокие потенциальные возможности организации эффективного рабочего процесса.

Расчётным путём для исследуемого РДМТ получены значения удельного импульса тяги на уровне $I_y'' \sim 4200 \text{ м/с}$ ($\varphi_y \sim 0,85$).

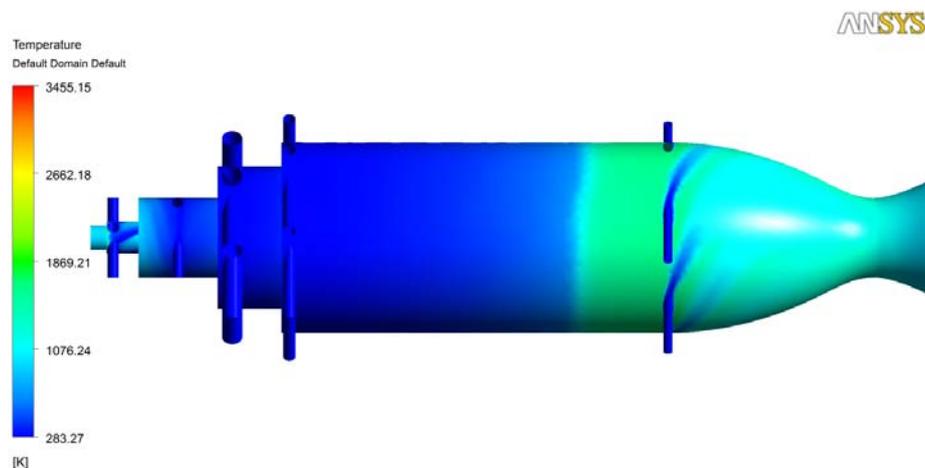
Способы совершенствования РДМТ включают: обеспечение более равномерной и энергоёмкой эпюры полной температуры в конечном сечении камеры сгорания за счёт интенсификации рабочего процесса собственно в камере сгорания двигателя, повышение расходонапряжённости предкамеры и увеличение приведённой длины камеры сгорания. Проблемы теплового состояния конструкции следует решать, оптимизируя параметры газовых завес.

Проиллюстрируем связь экономичности двигателей и теплового состояния конструкции, отобразив на рис. 11 результаты расчёта в виде картин распределения температуры продуктов сгорания в области стенки камеры сгорания (три варианта).

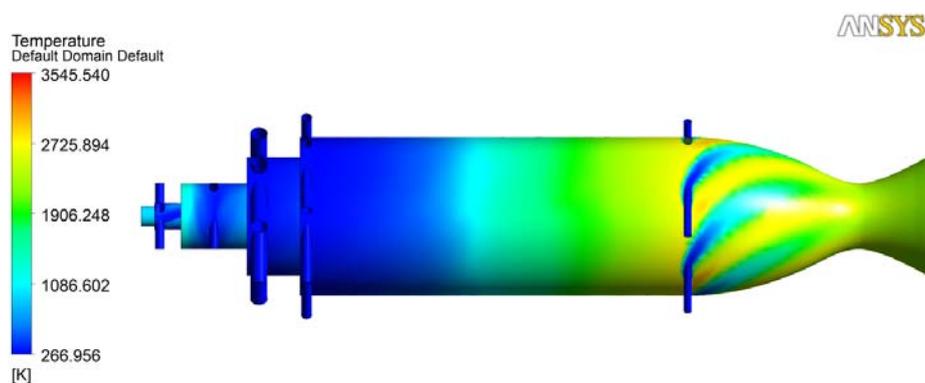
При этом реализуется приведённая длина двигателя: $L_* = 0,32; 0,45; 0,62 \text{ м}$.



a



б



в

Рис. 11. Распределение температуры продуктов сгорания в области стенки камеры РДМТ 100 в зависимости от приведённой длины

При выбранной схеме смесеобразования и заданных граничных условиях увеличение приведённой длины камеры сгорания примерно в 1,75 раза приводит к росту удельного импульса тяги на величину порядка 5%, но при этом возникают проблемные области температурного воздействия продуктов сгорания на конструкцию камеры в докритической части сопла ($T_{cm} \sim 2700$ К, вариант *в*) по сравнению с базовым вариантом (*a*), где температура не превышает $T_{cm} \leq 2000$ К.

В связи с этим повышение энергетических параметров РДМТ экстенсивным способом – это компромиссное решение между величиной этого повышения и возможностью обеспечения допустимого теплового состояния конструкции.

В работе показано, что с помощью математической модели высокого уровня, учитывающей реальные процессы в ракетных двигателях малой тяги, возможно определить комплекс параметров, которые позволяют характеризовать эффективность рабочего процесса РДМТ, оценивать интегральные параметры и характеристики двигателя в зависимости от определяющих факторов. Анализ расчётной информации даёт возможность наметить пути совершенствования рабочего процесса двигателя как в направлении повышения качества смесеобразования, так и в направлении обеспечения теплового состояния конструкции путём приведения температуры продуктов сгорания в пристенных слоях в соответствие с допустимой температурой конструкционных материалов. Следует отметить, что проблема определения проектного облика РДМТ с применением модели, аналогичной использованной, решается путём выбора исследуемых вариантов по критериям эффективности рабочего процесса и обеспечения теплового состояния конструкции.

Библиографический список

1. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canous-burg: ANSYS, Inc., 2006. 566 p.
2. Wilcox D.C. Turbulence modelling for CFD. DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
3. Варнатц Ю., Масс У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. М.: Физматлит, 2003. 352 с.
4. Градов В.Н., Рыжков В.В. Ракетный двигатель малой тяги (РДМТ) с многокамерной камерой сгорания на газообразных водороде и кислороде: патент РФ № 2615883; опубл. 11.04.2017; бюл. № 11.
5. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.
6. Рыжков В.В., Морозов И.И. Математическое моделирование и параметрическое исследование течения закрученного турбулентного однокомпонентного потока рабочего тела в транс- и сверхзвуковой областях сопел Лавалья // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2009. № 3 (19), ч. 2. С. 382-391.

TECHNOLOGY OF COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE WORKING PROCESS PARAMETERS OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES RUNNING ON GASEOUS OXYGEN-HYDROGEN FUEL WITH THE USE OF ANSYS CFD

© 2019

V. V. Ryzhkov Candidate of Science (Engineering), Head of the Research Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

I. I. Morozov Junior Researcher of the Research Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

The paper presents the description of a mathematical model of the working process of a low-thrust rocket engine operating on gaseous oxygen-hydrogen fuel and some fragments of the technology of computational analysis of distribution of gas-dynamic parameters in the engine duct. We present the results of calculating the stream line distribution, the distribution of total temperature profile along the flow path of the engine chamber and at its characteristic cross sections, the axial component of (total) speed of combustion products in the Laval nozzle output section. The results of calculating the temperature in the area of the rocket engine's inner wall are presented. It is shown that the distribution

of the combustion products' stagnation temperature has a significant impact on the efficiency of fuel conversion in the engine chamber, its thermal state and makes it possible to identify the ways of improving the workflow of the low-thrust rocket engine.

Low-thrust rocket engine; gaseous oxygen-hydrogen fuel; model of the working process; technology of computational analysis; distribution of parameters in the gas-dynamic path; parametric study; energy parameters of the engine.

Citation: Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Technology of computational analysis of the working process parameters of low-thrust rocket engines running on gaseous oxygen-hydrogen fuel with the use of ANSYS CFD. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 62-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-62-74

References

1. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canous-burg: ANSYS, Inc., 2006. 566 p.
2. Wilcox D.C. Turbulence modelling for CFD. DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
3. Warnatz J., Maas U., Dibble R.W. Combustion. Physical and chemical fundamentals, modeling and simulation, experiments, pollutant formation. Berlin: Springer, 2001. 326 p.
4. Gradov V.N., Ryzhkov V.V. *Raketnyy dvigatel' maloy tyagi (RDMT) s mnogo-kaskadnoy kameroy sgoraniya na gazoobraznykh vodorode i kislorode* [Thruster with multi-stage combustion chamber at gaseous hydrogen and oxygen]. Patent RF, no. 2615883, 2017. (Publ. 11.04.2017, bull. no. 11)
5. Volchkov E.P. *Pristennyye gazovyye zavesy* [Near-wall gas curtain]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1983. 239 p.
6. Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Mathematical modelling and parametric research of flow of the twisted turbulent single-component stream of the propulsive mass in the trans- and supersonic areas of Laval nozzles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3 (19), part 2. P. 382-391. (In Russ.)

РАСЧЁТ ТЕЧЕНИЯ СМАЗКИ В ПОДШИПНИКЕ СКОЛЬЖЕНИЯ РЕДУКТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2019

М. В. Силуянова доктор технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); dc2mati@yandex.ru

А. О. Фертиков аспирант кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); alexferтиков@mail.com

Предложена методика расчёта распределения давлений в цилиндрическом подшипнике скольжения. В качестве объекта исследования выбран процесс проектирования тяжело нагруженного подшипника скольжения в составе редуктора двухконтурного турбореактивного двигателя, включающий в себя следующие этапы: определение алгоритма расчёта параметров течения смазки в подшипнике; уточнение расчётной схемы подшипника; расчёт распределения давлений в подшипнике скольжения при различных эксцентриситетах и углах поворота шейки вала; расчёт влияния прецессии шейки вала на распределение давлений; расчёт распределения давлений при учёте каналов подачи масла в подшипник. Приводятся результаты, полученные при выполнении экспериментальных работ. Проведённое исследование показывает, что данный расчёт помогает спрогнозировать положение и размер зон нагнетания и разряжения, расположить отверстия для подачи масла, что может существенно улучшить условия течения смазки в подшипнике.

Газотурбинный двигатель; вентилятор; редуктор; подшипник скольжения; гидродинамическая смазка; течение смазки; давление масляного слоя.

Цитирование: Силуянова М.В., Фертиков А.О. Расчёт течения смазки в подшипнике скольжения редуктора авиационного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 75-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-75-88

Введение

В настоящее время для перспективного ближне- и среднемагистрального самолёта МС-21 разрабатываются различные версии двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) ПД-14, в том числе с редуктором типа «звезда» с прямозубыми или шевронными зубчатыми передачами. Они используются в качестве опор равнорасположенных по окружности промежуточных шестерён. Устойчивость и надёжность работы редуктора в составе двигателя наилучшим образом обеспечивается применением тяжело нагруженных гидродинамических подшипников скольжения [1; 2].

При проектировании таких подшипников необходимо сначала провести предварительный расчёт [3], в результате которого осуществляется расчёт зависимости толщины масляного слоя от радиальных и угловых перемещений шейки вала в подшипнике; расчёт скорости и напряжения в потоке смазки; расчёт равнодействующих гидравлических сил и моментов в подшипнике.

Результаты данных расчётов позволяют перейти к уточняющему расчёту течения смазки в гидродинамическом подшипнике, основной задачей которого является моделирование распределения давлений в масляном слое.

Методика расчёта

Алгоритм расчёта параметров течения смазки в подшипнике. В основу программы определения давлений в подшипнике положены уравнения метода конечных элементов (МКЭ) [4]. Вывод выражений для матрицы жёсткости элемента и вектора нагрузки приведён [3]. В расчёте использовались выражения для матрицы жёсткости и вектора правой части элемента в виде, представленном формулами [3]. Давление не изменяется по радиусу, следовательно, задача распределения давлений решается на плоской области, представляющей собой развёртку внутренней цилиндрической поверхности подшипника.

Основными входными данными для программы являются [5; 6]: параметры подшипника, то есть его радиус, диаметральный зазор шейки вала в подшипнике и длина подшипника; составляющие эксцентриситета шейки вала и её углы поворота в декартовой системе координат, связанной с центром подшипника; угловая скорость вращения вала и вязкость подаваемой смазки. Программа позволяет на основе распределения толщин масляного слоя, определяемого заданными проекциями эксцентриситета, рассчитывать в подшипнике конечной длины распределение давлений, составляющие скорости и напряжений, их интегральные характеристики – подъёмную силу и момент.

Уточнение расчётной схемы подшипника. Перед решением задачи распределения давлений для различных подшипников необходимо внести некоторые уточнения в расчётную схему, связанные с характером распределения давлений в подшипнике. Так как уравнение Рейнольдса рассматривает безотрывное течение несжимаемой жидкости, то если рассматривать полный подшипник скольжения (рис. 1), то в нём можно выделить две области, разделяемые линией, соединяющей центры вала и подшипника. Первая зона – зона нагнетания, куда при вращении вала подаётся масло; вторая – зона разрежения, из которой масло отсасывается. В зоне минимальной толщины масляного слоя давление резко убывает и осуществляется переход от одной зоны к другой.

Очевидно, что в зоне нагнетания давление будет положительно, а в зоне разрежения начинается подсос смазки с боков к среднему сечению, так как края подшипника свободны. На контуре накладывается условие на расход смазки, то есть интегральный расход смазки на контуре принимается равным нулю. Для безотрывного течения в такой постановке будет получено абсолютно кососимметричное распределение давлений, то есть равные, но противоположные по знаку давления в зонах нагнетания и разрежения. Пример такого распределения приведён на рис. 2. Однако совершенно очевидно, что отрицательные по абсолютному значению давления не имеют смысла. Все подшипники условно можно подразделить на два типа: применяемые на тихоходных валах и применяемые на высокоскоростных валах. В подшипниках для высокоскоростных валов давление подачи не способно исключить возникновение кавитации в зоне разрежения вследствие больших скоростей вращения. Вполне правомерно считать, что несущая способность зоны разрежения равна нулю, поэтому для исследования подшипников высокоскоростных роторов можно рассчитывать только зону нагнетания.

Для получения решения можно условно выделить только зону нагнетания (показана серым на рис. 1) и решать уравнение Рейнольдса только для половины подшипника, отсекаемой плоскостью эксцентриситета [7]. Значение давления на границе отсечения необходимо задать равным давлению на торцах. Модель для расчёта распределения давлений в подшипнике скольжения представлена на рис. 3.

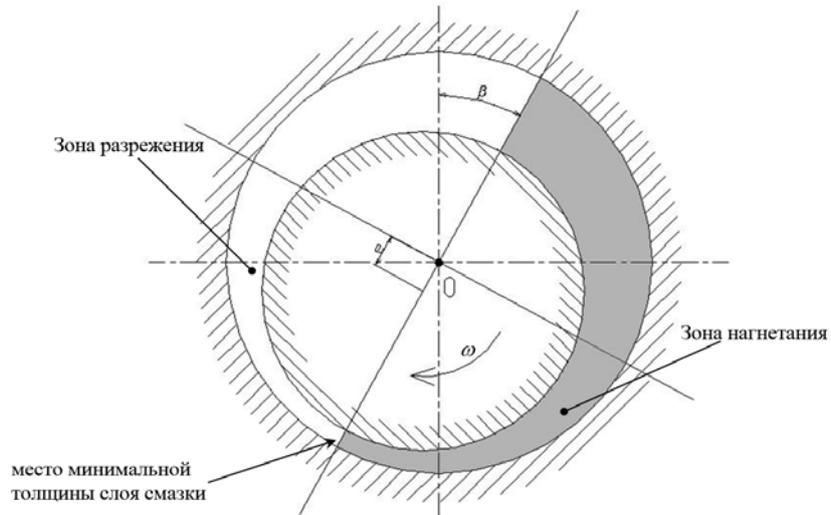


Рис. 1. Зоны распределения давления в подшипнике скольжения

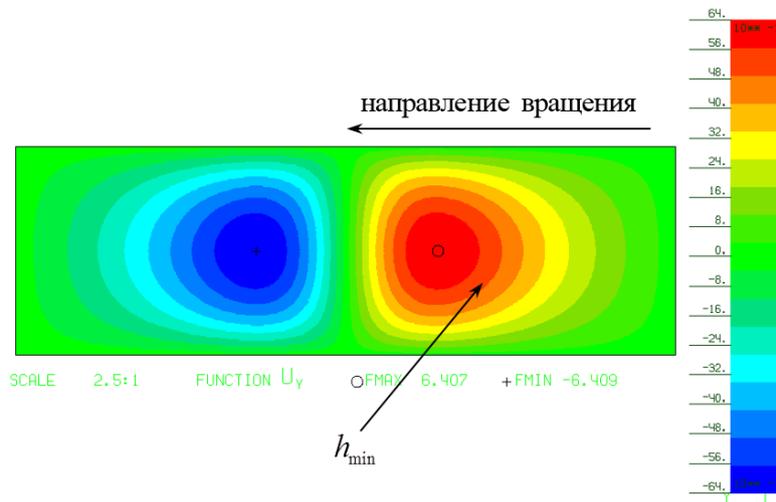


Рис. 2. Распределение давлений (в МПа) в полном подшипнике

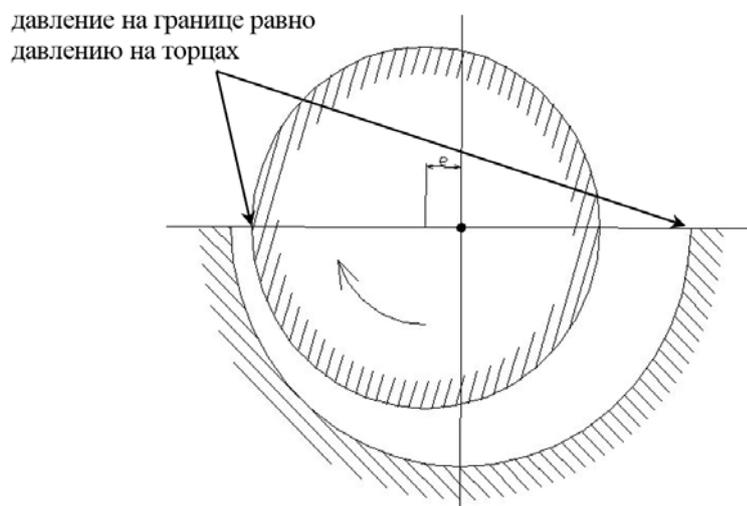


Рис. 3. Модель для расчёта давлений в подшипнике скольжения

Распределение давлений в подшипнике скольжения при различных эксцентриситетах и углах поворота шейки вала. Получение характеристики для подъёмной силы в подшипнике и представление о распределении давлений при перекосах вала представляет интерес для задач динамики вала на подшипниках скольжения [8; 9]. Поэтому целесообразно исследовать изменение поля давлений при различных параметрах смещения шейки вала. На рис. 4 представлены конечно-элементные модели полного и половинного подшипника.

Расчёты проводились для следующих параметров подшипника:

- длина: $l = 30 \text{ мм}$;
- диаметральный зазор: $\delta = 0,1 \text{ мм}$;
- отношение длины к диаметру: $l / d = 1$;
- вязкость: $\eta = 0,02 \cdot 10^{-6} \text{ МПа} \cdot \text{с}$;
- угловая скорость вращения вала: $\omega = 3000 \text{ с}^{-1}$.

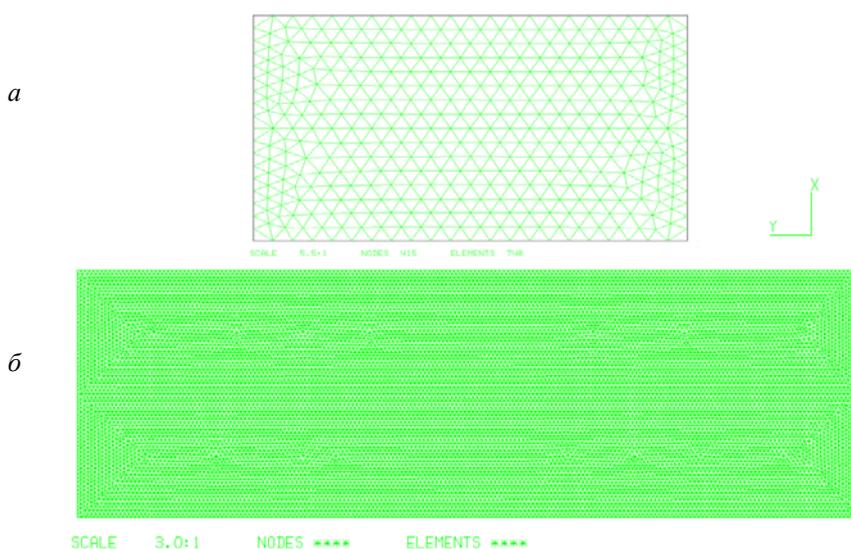


Рис. 4. Конечно-элементные сетки половинного (а) и полного (б) подшипников

На рис. 5, 6 представлены распределения давлений в половинном подшипнике при наличии только радиальных смещений шейки вала, соответственно для $\chi = 0,4$ и $\chi = 0,85$.

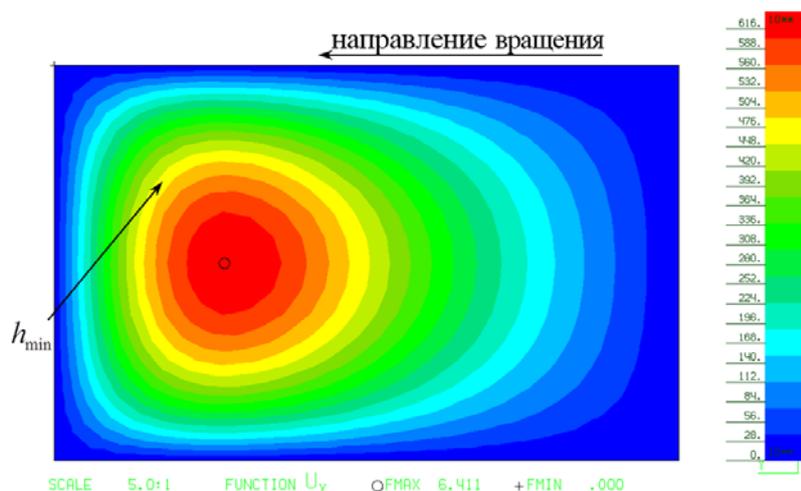


Рис. 5. Распределение давлений (в МПа) в половинном подшипнике при $\chi = 0,4$

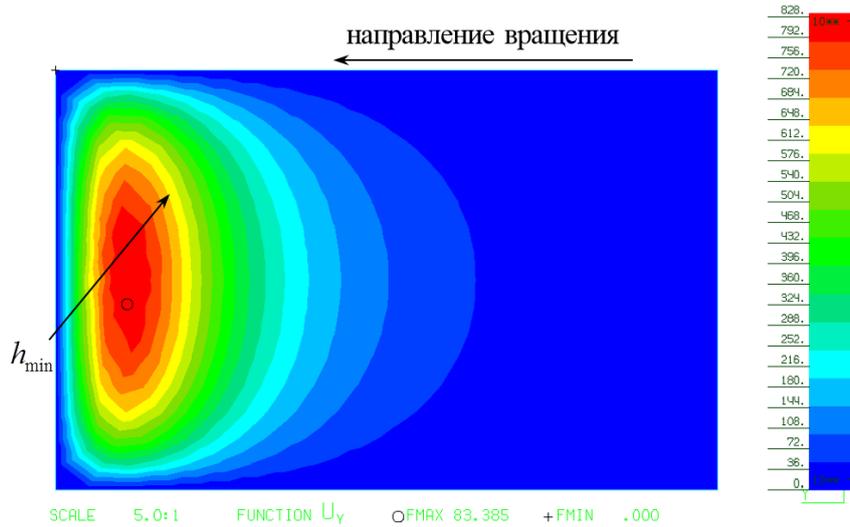


Рис. 6. Распределение давлений (в МПа) в половинном подшипнике при $\chi = 0,85$

Как следует из этих рисунков, при увеличении эксцентриситета пик давления приближается к линии минимальной толщины слоя смазки. Эпюра давлений для меньших эксцентриситетов более размытая. Можно отметить, что при больших эксцентриситетах эпюра давления вдоль оси подшипника приближается к соответствующей эпюре для модели бесконечного подшипника, то есть давление практически по всей длине подшипника постоянно и только у краёв резко уменьшается до давления, заданного в граничных условиях.

Однако во время реальной работы подшипник воспринимает не только радиальные силы, но и моменты, поворачивающие шейку вала. Следовательно, необходимо получить картину распределения давлений при наличии как линейных, так и угловых перемещений вала. Такое распределение представлено на рис. 7. Расчёт проведён для $\chi = 0,4$ и $\alpha = 0,001$ рад. Угол задавался в плоскости эксцентриситета. Очевидно, что пик давления смещается в сторону от центра подшипника и равнодействующая подъёмная сила создаёт момент, необходимый для уравнивания момента, приходящегося на опору.

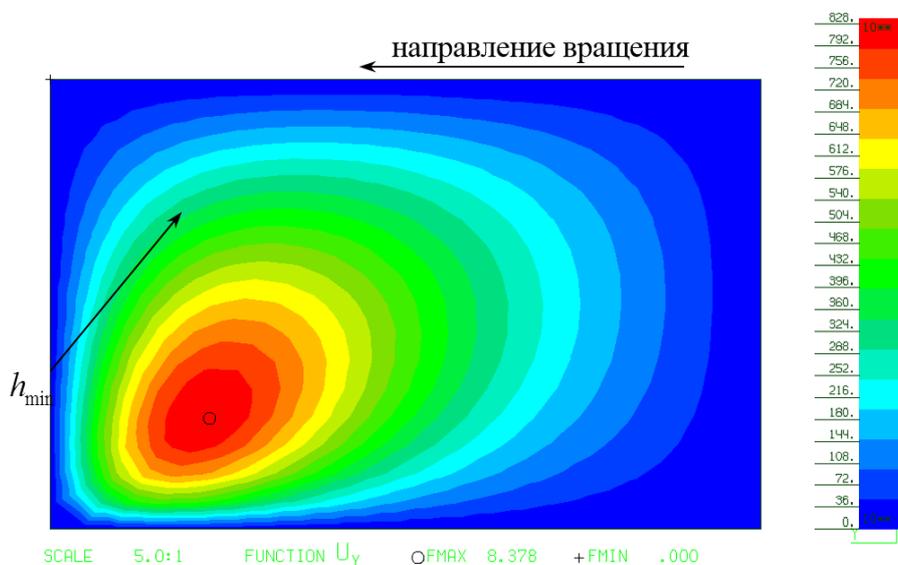


Рис. 7. Распределение давлений (в МПа) в половинном подшипнике при $\chi = 0,4$ и $\alpha = 0,001$

Выше был рассмотрен случай, когда угол поворота шейки вала лежит в одной плоскости с эксцентриситетом. Интересно решение общего случая, когда плоскости эксцентриситета и угла поворота не совпадают. Такая задача была решена при следующих параметрах: $e_y = 0,01$ мм и $\alpha_{xz} = 0,001$. Распределение толщин и итоговых давлений в слое смазки приведены на рис. 8.

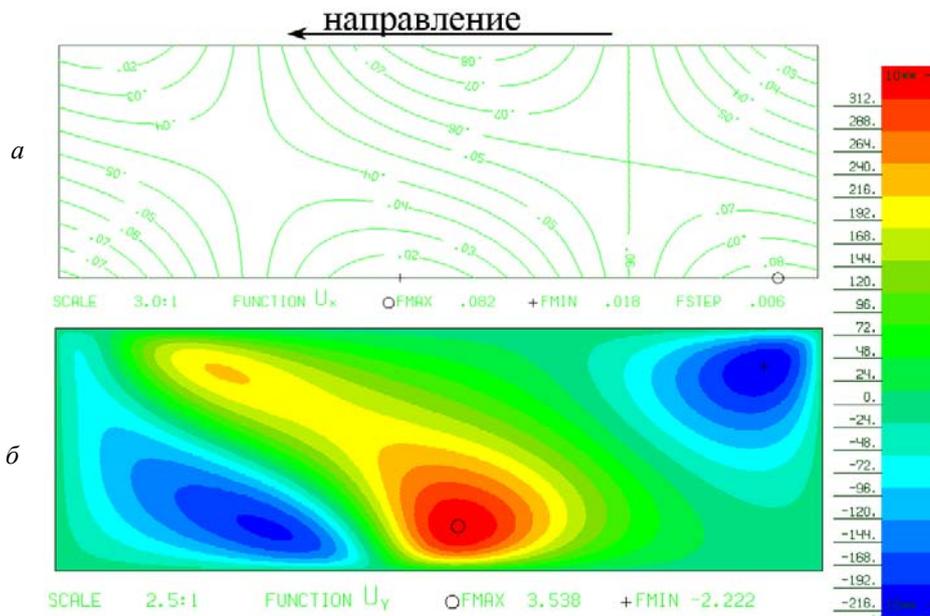


Рис. 8. Распределение в полном подшипнике при $e_y = 0,01$ мм и $\alpha_{xz} = 0,001$:
 а – толщины (в мм); б – давления (в МПа)

По определённом полю давлений можно рассчитать компоненты скоростей и напряжений потока смазки. Для получения подъёмной силы представляют интерес напряжения на поверхности шейки вала. Функции p_{rs} и p_{rz} приведены на рис. 9 для полного подшипника с $\chi = 0,4$.

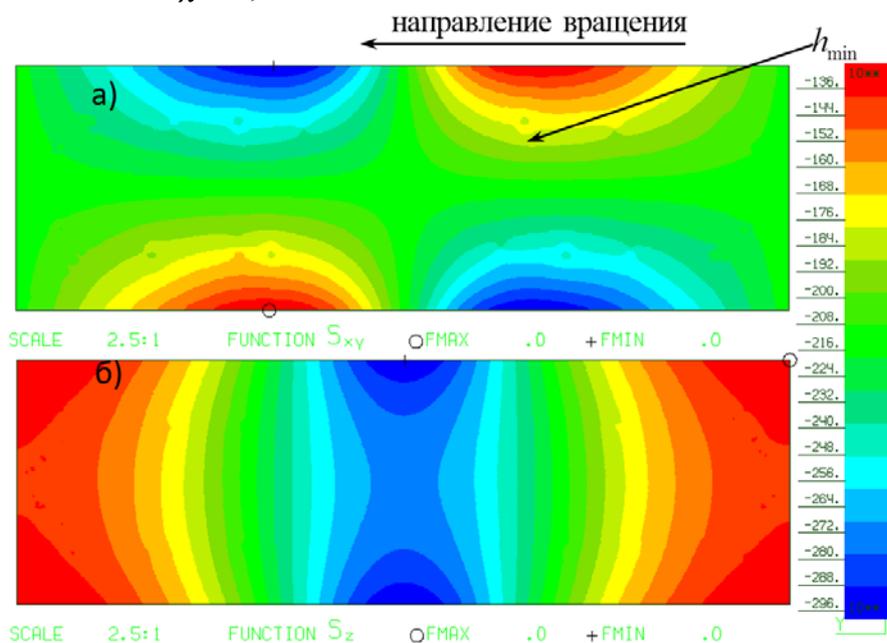


Рис. 9. Функции p_{rs} (а) и p_{rz} (б) (в МПа) в полном подшипнике при $\alpha_{xz} = 0,001$

Как уже упоминалось, наиболее интересной для решения задач динамики валопроводов является зависимость подъёмной силы в подшипнике от относительного эксцентриситета. Представляют интерес зависимости максимального давления в слое смазки от эксцентриситета и угла между направлением подъёмной силы и направлением эксцентриситета шейки вала в подшипнике от его значения [10 – 12]. Максимальное давление на рабочих режимах обуславливает наличие или отсутствие пластических деформаций баббитового слоя подшипника.

Зависимости для максимального давления, подъёмной силы и угла между подъёмной силой и эксцентриситетом приведены на рис. 10, 11, 12 соответственно. При приближении относительного эксцентриситета к единице сила и давление стремятся к бесконечности. Следовательно, жёсткость масляного слоя тоже стремится к бесконечности и в пределе жёсткость опоры становится равной жёсткости только корпуса подшипника [13 – 15]. При нулевом относительном эксцентриситете угол между подъёмной силой и эксцентриситетом равен 90°, а при $\chi = 1$ равен нулю.

Числовые значения нормированного максимального давления в подшипнике, рассчитанные по формуле:

$$[P_{\max}] = P_{\max} / \frac{\eta \omega R^2}{\delta^2}$$

приведены в табл. 1.

Таблица 1. Значения нормированного максимального давления в подшипнике

χ	$l/d = 1$		
0,4	1,25	1,187 (658 элементов)	1,19 (13306 элементов)
0,8	10	9,731 (658 элементов)	9,83 (13306 элементов)

В табл. 2 представлены числовые значения подъёмной силы и угла между подъёмной силой и эксцентриситетом шейки вала в подшипнике для нескольких значений l/d . Можно заметить (табл. 1), что для значения максимального давления результаты на мелкой и крупной сетках не имеют существенного различия.

Таблица 2. Значения подъёмной силы и угла между подъёмной силой и эксцентриситетом шейки вала в подшипнике

χ	l/d							
	1/3		1/2		1		3/2	
	φ , град.	$[P_{\max}]$						
0,2	76,64	0,0724	77,571	0,153	79,844	0,472	80,993	0,774
0,4	63,164	0,189	64,902	0,389	69,118	1,111	71,294	1,746
0,6	49,441	0,478	51,713	0,927	57,107	2,309	59,974	3,364
0,7	42,227	0,846	44,612	1,566	50,135	3,523	53,11	4,868
0,8	34,389	1,78	36,727	3,073	41,897	6,041	44,7	7,809
0,85	29,999	2,926	32,218	4,803	36,942	8,652	39,497	10,748
0,9	24,976	5,686	26,962	8,705	30,96	14,067	33,098	16,683
0,92	22,659	8,063	24,499	11,897	28,091	18,243	29,995	21,187
0,94	20,038	12,451	21,685	17,559	24,775	25,356	26,391	28,773
0,95	18,558	16,255	20,082	22,314	22,874	31,148	24,32	34,901
0,97	15,016	33,191	16,211	42,577	18,267	54,887	19,304	59,764
0,99	9,577	134,25	10,215	155,05	11,199	178,82	11,67	187,44
0,995	7,212	300,92	7,618	333,29	8,214	368,66	8,491	381,09

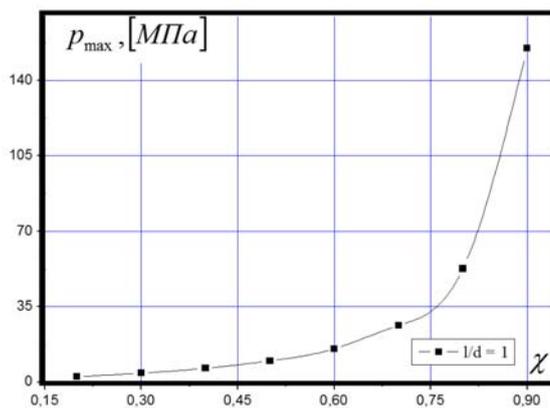


Рис. 10. Зависимость максимального давления в подшипнике от χ

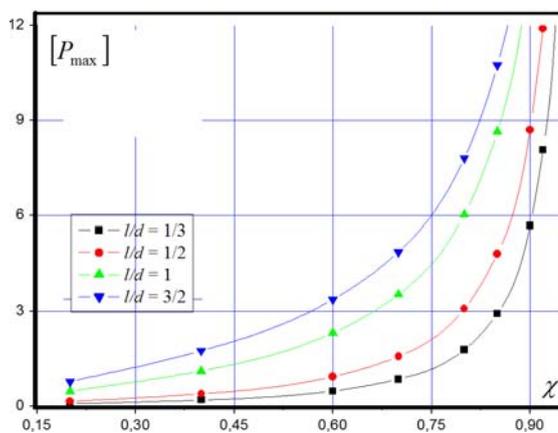


Рис. 11. Зависимость подъёмной силы от χ

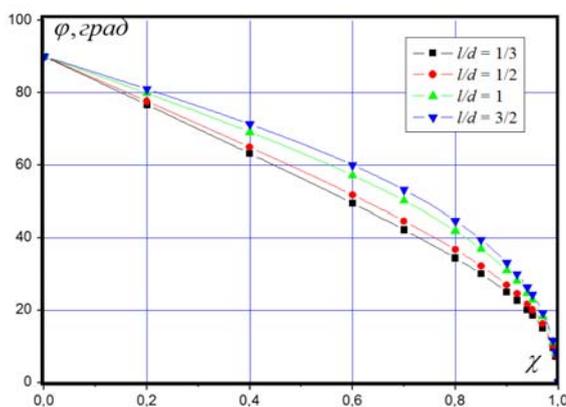


Рис. 12. Зависимость угла между подъёмной силой и эксцентриситетом от χ

Влияние прецессии шейки вала на распределение давлений. Если подшипник нагружен центробежной силой, то вал и вектор нагрузки вращаются в одном и том же направлении с угловой скоростью ω . При этом центр вала будет двигаться относительно центра подшипника с угловой скоростью ω . Если приложить к системе вал/подшипник вращение со скоростью $-\omega$, то вал и вектор нагрузки станут неподвижными, а подшипник начнёт вращаться с начальной угловой скоростью в обратном направлении [16 – 18]. Отсюда следует, что зона нагнетания при вале, вращающемся вокруг центра подшипника, оказывается впереди линии минимальной толщины слоя

смазки. Эта задача эквивалентна вращению вала в обратном направлении. Все вышесказанное подтверждается решением уравнения (18) [3], представленным на рис. 13.

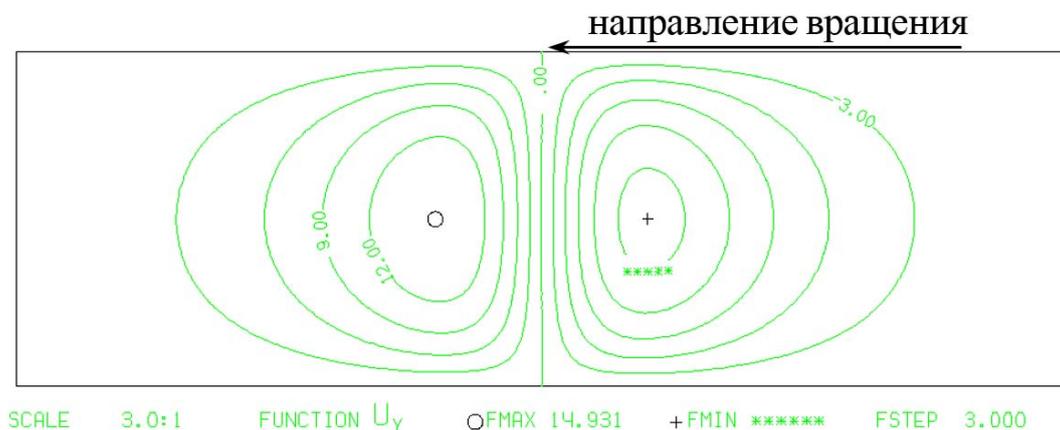


Рис. 13. Поле давлений в полном подшипнике с учётом центробежной силы $\chi = 0.4$

Очевидно, что в общем случае, когда скорость прецессии отлична от скорости вращения вала и когда подшипник имеет свою собственную скорость вращения, картина будет иной. Однако уравнение конечных элементов (18) [3] легко может быть преобразовано для общего случая. Необходимо только изменить для заданных скоростей вращения и прецессии граничные условия (5) [3].

Распределение давлений при учете каналов подачи масла в подшипник. Одним из конструктивных элементов в подшипнике скольжения являются отверстия для подачи смазки. Регулированием величины давления подачи можно делать движение вала в подшипнике более устойчивым. При больших давлениях подачи возможно полное исчезновение зоны разрежения, то есть во всём объёме подшипника существует безотрывное течение. Это особенно характерно для тихоходных валов. Количество отверстий и их расположение различно для большинства конструкций. Также возможно существование как осевых, так и окружных проточек в подшипнике. Для моделирования было взято три отверстия, равномерно расположенные по окружности. Конечно-элементная сетка представлена на рис. 14. Результаты приводятся для полного подшипника для двух давлений подачи: 6 и 16 атмосфер (рис. 15, 16).

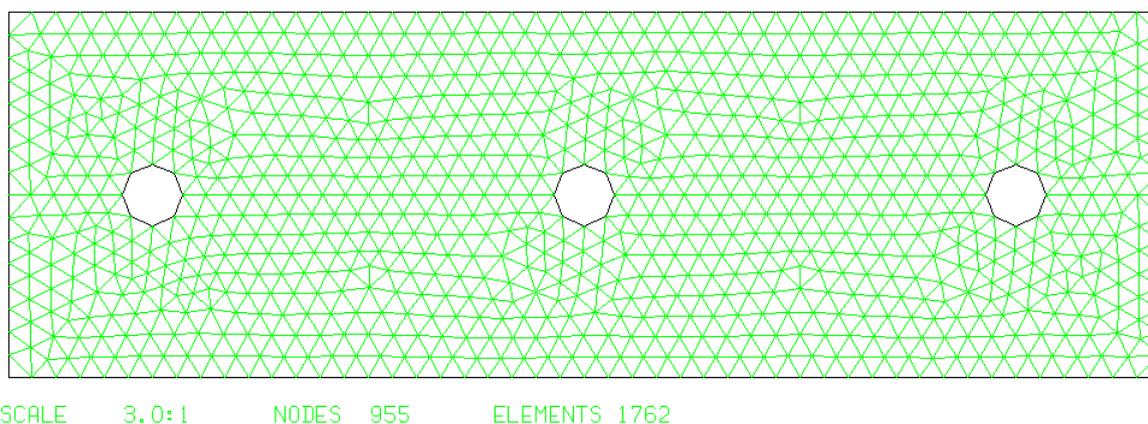


Рис. 14. Конечно-элементная сетка подшипника с отверстиями раздачи

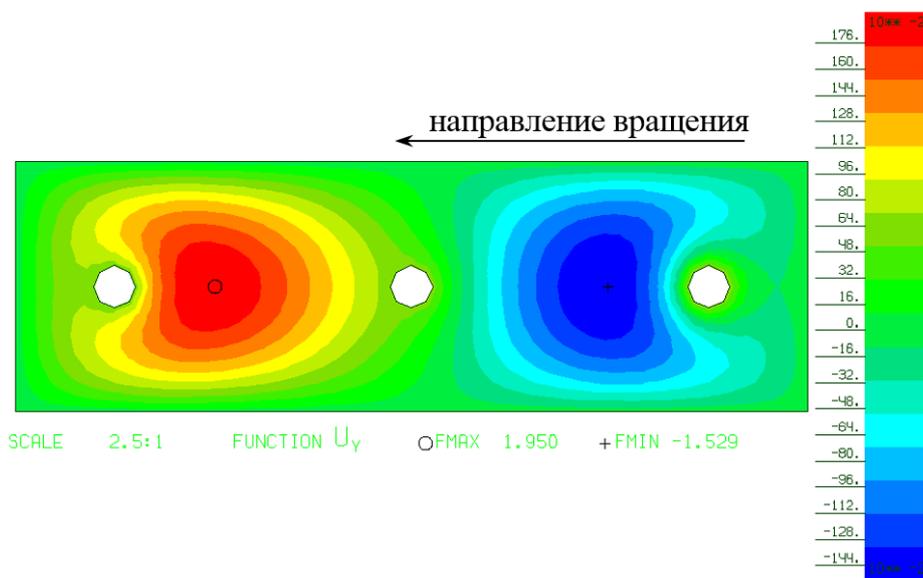


Рис. 15. Поле давлений в полном подшипнике при $\chi = 0.2$ и давлении подачи 6 атм

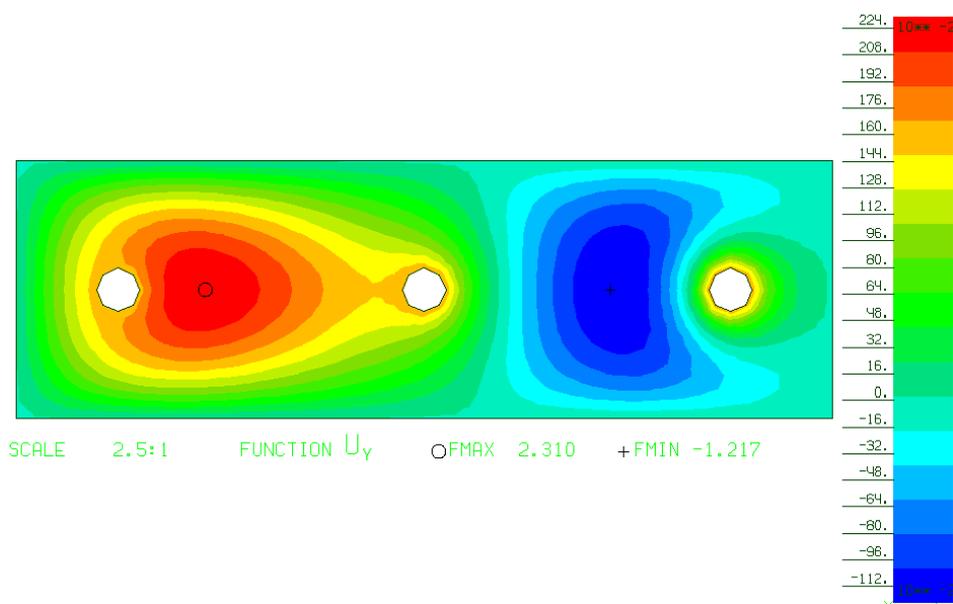


Рис. 16. Поле давлений в полном подшипнике при $\chi = 0.2$ и давлении подачи 16 атм

Заключение

Разработанная методика уточняющего расчёта течения смазки, основанная на предварительном расчёте, позволяет при проектировании подшипников с высокой степенью точности определять распределение давлений в подшипнике скольжения при различных эксцентриситетах и углах поворота шейки вала (учитываются нюансы конструкции подшипника); влияние прецессии шейки вала на распределение давлений; распределение давлений при учёте каналов подачи масла.

Уточняющий расчёт позволяет спрогнозировать положение и размер зон нагнетания и разрежения, расположить отверстия для подачи масла, что может существенно улучшить условия течения смазки в подшипнике.

Расчёт показал, что при большем давлении подачи область разрежения существенно сужается, но даже при больших давлениях подачи (16 атмосфер) зона разрежения всё ещё имеет существенный размер.

Библиографический список

1. Силуянова М.В., Фертиков А.О. Усовершенствование узлов трения силовых установок путём нанесения напыляемых покрытий из керамических композитов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 122-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-122-131
2. Пискарев А.С., Сильченко О.Б., Силуянова М.В., Низовцев В.Е., Курицына В.В. Исследование тяжело нагруженного гидродинамического подшипника скольжения редуктора ТРДД нового поколения для БСМС гражданской авиации // Вестник Брянского государственного технического университета. 2018. № 5 (66). С. 14-23. DOI: 10.30987/article_5b5063db716cb0.96082942
3. Силуянова М.В., Фертиков А.О. Предварительный расчёт течения смазки в подшипнике скольжения редуктора авиадвигателя // Авиационная промышленность. 2019. № 1. С. 18-24.
4. Матушкин А.А., Равикович Ю.А., Ермилов Ю.И., Холобцев Д.П., Пугачёв А.О. Расчёт подшипников скольжения с использованием вычислительной газовой динамики и метода конечных элементов // Вестник Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П.А. Соловьёва. 2014. № 2 (29). С. 12-18.
5. Рождественский Ю.В., Хозенюк Н.А., Мыльников А.А. Методика решения связанной задачи гидродинамической теории смазки и нелинейной динамики для механической системы «Коленчатый вал на подшипниках скольжения» // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия «Машиностроение». 2015. Т. 15, № 4. С. 41-52. DOI: 10.14529/engin150405
6. Леванов И.Г. Методика расчёта гидромеханических характеристик сложнонагруженных подшипников скольжения поршневых и роторных машин, смазываемых неньютоновскими маслами // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия «Машиностроение». 2011. № 31 (258). С. 34-43.
7. Пугачёв А.О., Равикович Ю.А., Ермилов Ю.И., Холобцев Д.П., Матушкин А.А. Моделирование характеристик масляных и газовых подшипников скольжения методами вычислительной газовой динамики // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 1. С. 211-221. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-3-1(41)-211-221
8. Boitsov A.G., Kuritsyn D.N., Siluyanov M.V., Kuritsyna V.V. Friction stir welding in the aerospace Industry // Russian Engineering Research. 2018. V. 38, Iss. 12. P. 1029-1033. DOI: 10.3103/S1068798X18120043
9. Boitsov A.G., Siluyanov M.V., Kuritsyna V.V. Electric-discharge milling of small airplane-engine components // Russian Engineering Research. 2018. V. 38, Iss. 7. P. 552-556. DOI: 10.3103/S1068798X18070031
10. Силуянова М.В., Курицына В.В., Иосифов П.А. Стратегии, методы и модели управления технологическим развитием производств авиационно-космического машиностроения. М.: Изд-во МАИ, 2016. 158 с.
11. Силуянова М.В., Курицына В.В., Бойцов А.Г. Модели и методы технологического аудита наукоёмких производств. М.: Изд-во МАИ, 2017. 160 с.
12. Kuritsyna V.V., Siluyanov M.V. Automated management in aerospace production // Russian Engineering Research. 2018. V. 38, Iss. 3. P. 201-207. DOI: 10.3103/S1068798X18030085

13. Сорокин Ф.Д., Чжан Х., Попов В.В., Иванников В.В. Экспериментальная верификация энергетической модели роликового подшипника для моделирования опорных узлов авиационных двигателей. Часть 1. Нагружение подшипника радиальной силой и поперечным моментом на специальном стенде, предотвращающем изгиб колец // Труды МАИ. 2018. № 103.

http://mai.ru/upload/iblock/804/Sorokin_CHzhan_Popov_Ivannikov_rus.pdf

14. Храмин Р.В., Кикоть Н.В., Лебедев М.В., Буров М.Н. Метод расчёта тепловыделения гибридных подшипников с консистентной смазкой // Труды МАИ. 2018. № 102. http://mai.ru/upload/iblock/ecc/KNhramin_Kikot_Lebedev_Burov_rus.pdf

15. Дегтярёв С.А., Кутаков М.Н., Леонтьев М.К., Попов В.В., Ромашин Ю.С. Учёт контактных взаимодействий при моделировании жесткостных свойств роликовых подшипников // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22, № 2. С. 137-141.

16. Леонтьев М.К., Снеткова Е.И. Нелинейные модели подшипников качения в роторной динамике // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 2. С. 134-145.

17. Бесчастных В.Н., Равикович Ю.А. Газовый подшипник тяжёлого ротора газотурбинных двигателей. Опыт разработки и перспективы внедрения // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17, № 3. С. 91-98.

18. Равикович Ю.А., Киянский Т.Н., Амелькин А.С., Кабанов Н.А. Силовые деформации корпуса подшипника при нестационарных тепловых потоках // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 3. С. 65-68.

CALCULATION OF LUBRICANT FLOW IN THE SLIDE BEARING OF THE AVIATION ENGINE REDUCER

© 2019

M. V. Siluyanova Doctor of Science (Engineering), Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow,
Russian Federation;
dc2mati@yandex.ru

A. O. Fertikov Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow,
Russian Federation;
alexfertikov@mail.com

A method has been developed for calculating the pressure distribution in a cylindrical slide bearing. We present the process of designing a heavy-duty slide bearing as a component of the reduction gearbox of a bypass turbojet engine as the object of our investigation. The process comprises the following stages: specification of the supporting structure; calculation of pressure distribution in the slide bearing for different eccentricities and angles of rotation of the shaft journal; calculation of the effect of shaft journal precession on pressure distribution; calculation of pressure distribution taking into account the channels of oil supply to the bearing. The results obtained in the experimental activities are given. The analysis carried out shows that the calculation helps to predict the location and size of pressure and rarefaction areas, to position the holes for oil supply, which will significantly improve the conditions of lubricant flow in the bearing.

Gas turbine engine; fan; reduction gearbox; slide bearing; hydrodynamic lubrication; lubricant flow; oil layer pressure.

Citation: Siluyanova M.V., Fertikov A.O. Calculation of lubricant flow in the slide bearing of the aviation engine reducer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 75-88.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-75-88

References

1. Siluyanova M.V., Fertikov A.O. Improvement of friction units of power plants by applying ceramic composite spray coatings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 122-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-122-131. (In Russ.)
2. Piskaryov A.S., Silchenko O.B., Siluyanova M.V., Nizovtsev V.E., Kuritsyna V.V. Investigation of heavy duty self-acting fluid film bearing of reducer of turbo-jet bypass engine of new generation for short-and mean haul civil aviation. *Vestnik of Bryansk State Technical University*. 2018. No. 5 (66). P. 14-23. DOI: 10.30987/article_5b5063db716cb0.96082942. (In Russ.)
3. Siluyanova M.V., Fertikov A.O. Preliminary calculation of the lubrication flow in the slide bearing of the aviation engine reducer. *Aircraft and Engine Building*. 2019. No. 1. P. 18-24. (In Russ.)
4. Matushkin A.A., Ravikovich Y.A., Yermilov Y.I., Kholobtsev D.P., Pugachyov A.O. Friction type bearings design through computational fluid dynamics by finite element method. *Vestnik Rybinskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta imeni P.A. Solov'eva*. 2014. No. 2 (29). P. 12-18. (In Russ.)
5. Rozhdestvenskii Yu.V., Khozeniuk N.A., Mylnikov A.A. The technique of an interconnection problem of the hydrodynamic lubrication theory and the nonlinear dynamics for mechanical systems «An elastic crankshaft on film lubrication bearings». *Bulletin of the South Ural State University. Series «Mechanical Engineering Industry»*. 2015. V. 15, no. 4. P. 41-52. DOI: 10.14529/engin150405. (In Russ.)
6. Levanov I.G. The design procedure of characteristic hydromechanical of complex-loaded journal bearings of reciprocator and rotor-type machines lubricated by non-newtonian oils. *Bulletin of the South Ural State University. Series «Mechanical Engineering Industry»*. 2011. No. 31 (258). P. 34-43. (In Russ.)
7. Pugachev A.O., Ravikovich Y.A., Ermilov Y.I., Kholobtsev D.P., Matushkin A.A. CFD-based modeling of oil and gas journal bearings using commercial software packages. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 1. P. 211-221. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-3-1(41)-211-221. (In Russ.)
8. Boitsov A.G., Kuritsyn D.N., Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V. Friction stir welding in the aerospace Industry. *Russian Engineering Research*. 2018. V. 38, Iss. 12. P. 1029-1033. DOI: 10.3103/S1068798X18120043
9. Boitsov A.G., Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V. Electric-discharge milling of small airplane-engine components. *Russian Engineering Research*. 2018. V. 38, Iss. 7. P. 552-556. DOI: 10.3103/S1068798X18070031
10. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Iosifov P.A. *Strategii, metody i modeli upravleniya tekhnologicheskim razvitiem proizvodstv aviatsionno-kosmicheskogo mashinostroeniya* [Strategies, methods and models of managing technological development of aerospace engineering facilities]. Moscow: MAI Publ., 2016. 158 p.
11. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Boytsov A.G. *Modeli i metody tekhnologicheskogo audita naukoymkikh proizvodstv* [Models and methods of process audit in hightech industries]. Moscow: MAI Publ., 2017. 160 p.
12. Kuritsyna V.V., Siluyanova M.V. Automated management in aerospace production. *Russian Engineering Research*. 2018. V. 38, Iss. 3. P. 201-207. DOI: 10.3103/S1068798X18030085
13. Sorokin F.D., Zhang H., Popov V.V., Ivannikov V.V. Roller-bearing energy model experimental verification for aircraft engines supporting nodes modeling. Part 1. Roller-bearing loading by radial force and lateral moment on the special test bench, preventing the

rings bending. *Trudy MAI*. 2018. No. 103. Available at: http://mai.ru/upload/iblock/804/Sorokin_CHzhan_Popov_Ivannikov_rus.pdf. (In Russ.)

14. Khramin R.V., Kikot' N.V., Lebedev M.V., Burov M.N. Design procedure for heat dissipation of hybrid bearings with grease lubricant. *Trudy MAI*. 2018. No. 102. Available at: http://mai.ru/upload/iblock/ecc/KHramin_Kikot_Lebedev_Burov_rus.pdf. (In Russ.)

15. Degtiarev S.A., Kutakov M.N., Leontiev M.K., Popov V.V., Romashin Y.S. Consideration of contact interactions when modelling stiffness characteristics of roll bearings. *Aerospace MAI Journal*. 2015. V. 22, no 2. P. 137-141. (In Russ.)

16. Leontiev M.K., Snetkova E.I. Nonlinear models of rolling bearings in rotordynamics. *Aerospace MAI Journal*. 2012. V. 19, no 2. P. 134-145. (In Russ.)

17. Beschastnykh V.N., Ravikovich Y.A. Gas bearing for heavy gas turbine rotor. Experience in the design and implementation. *Aerospace MAI Journal*. 2010. V. 17, no 3. P. 91-98. (In Russ.)

18. Ravikovich Y.A., Kiansky T.N., Amelkin A.S., Kabanov N.A. Power deformations of a bearing housing at non-stationary thermal flows. *Aerospace MAI Journal*. 2009. V. 16, no 3. P. 65-68. (In Russ.)

ИССЛЕДОВАНИЕ СОДЕРЖАЩИХ ГАФНИЙ ДЕФЕКТОВ В ГРАНУЛИРОВАННОМ НИКЕЛЕВОМ СПЛАВЕ ЭП741НП, ИСПОЛЬЗУЕМОМ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДИСКОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- И. Н. Трунькин** кандидат физико-математических наук, инженер-исследователь;
Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
г. Москва;
igor.trunckin@yandex.ru
- М. А. Артамонов** кандидат физико-математических наук, начальник бригады
конструктивной прочности;
Опытно-конструкторское бюро имени А. Люльки,
филиал ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва;
maxartamonov@gmail.com
- А. В. Овчаров** инженер-исследователь;
Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
г. Москва;
ovcharov.91@gmail.com
- А. Л. Васильев** кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник;
Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
г. Москва;
a.vasiliev56@gmail.com

В ходе испытания на малоцикловую усталость заготовок турбинных дисков турбореактивных двигателей, изготовленных из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП, были получены образцы изломов. Область излома была исследована различными методами электронной микроскопии. В центре излома было обнаружено скопление округлых микрочастиц с высокой концентрацией Hf по данным энергодисперсионного рентгеновского микроанализа. Такие скопления наблюдаются примерно в половине случаев изломов подобных заготовок. Гафний является легирующим элементом в сплаве, однако его содержание строго лимитируется и не должно превышать 0,4 массовых %. С помощью высокоразрешающей просвечивающей электронной микроскопии, энергодисперсионного рентгеновского микроанализа и электронной дифракции было определено, что эти частицы представляют собой монокристаллы HfO_2 с моноклинной сингонией. Некоторые частицы содержат ядра, различающиеся по элементному составу и структуре. Часть ядер содержат такие элементы, как С, О, S, F и др., которые могут являться индикаторами органического загрязнения образца. Вокруг некоторых частиц HfO_2 была обнаружена аморфная оболочка с высоким содержанием углерода. Полученные данные указывают на то, что формирование этих частиц связано с органическим загрязнением. Для предотвращения образования таких очагов разрушений необходимо повысить чистоту технологических процессов производства.

Турбореактивный двигатель; диск; оксид гафния; дефекты гранулируемого никелевого сплава; просвечивающая электронная микроскопия; энергодисперсионный рентгеновский микроанализ.

Цитирование: Трунькин И.Н., Артамонов М.А., Овчаров А.В., Васильев А.Л. Исследование содержащих гафний дефектов в гранулированном никелевом сплаве ЭП741НП, используемом для изготовления дисков авиационных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 89-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-89-95

Введение

Современные диски турбин газотурбинных двигателей и энергетических установок работают при температурах, достигающих 650°C. Для их изготовления используются жаропрочные никелевые сплавы (суперсплавы) [1]. Основным методом получения

гранул суперсплавов сферической формы является вакуумно-индукционная плавка металла с последующим распылением [2].

В рамках работ по прогнозированию ресурса турбинных дисков турбореактивных двигателей, изготовленных из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП в ОКБ имени А. Льюльки были проведены исследования образцов, разрушенных после испытаний на малоцикловую усталость. Химический состав сплава ЭП741НП представлен в табл. 1.

Таблица 1. Химический состав гранулируемого жаропрочного никелевого сплава ЭП741НП

Основные легирующие элементы, % мас.									
Ni	C	Cr	Mo	W	Al	Ti	Co	Nb	Hf
Основа	0,02-0,06	8,0-10,0	3,5-4,2	5,2-5,9	4,8-5,3	1,6-2,0	15,0-16,5	2,4-2,8	0,1-0,4

Окончание табл. 1

НЕ БОЛЕЕ								
B	Ce	Zr	Mg	Si	Mn	S	P	Fe
0,015	0,01	0,015	0,02	0,5	0,5	0,009	0,015	0,5

Установлено, что зарождение усталостных трещин может происходить от дефектов, находящихся в объёме материала. При этом вероятность зарождения усталостных трещин от дефектов зависит от температуры и размаха напряжения (или деформации), при которых испытывались образцы. При рабочей температуре 650°C и испытаниях по мягкому циклу с коэффициентом асимметрии $R = 0,1$ с максимальным уровнем напряжения цикла около 980 МПа (данные условия испытания прописаны в технических условиях (ТУ) к заготовкам дисков и валов из гранул жаропрочного никелевого сплава ЭП741НП) зарождение усталостных трещин от внутренних дефектов происходит примерно в 80 % от общего количества разрушений. Полученная долговечность для всех испытанных образцов превышает 5000 циклов, которые должен отстоять материал (данное требование прописано в ТУ), что указывает на годность данного сплава для промышленного использования. В половине случаев дефектная область (ДО) представляет собой керамическое включение (например оксид Ti) (рис. 1, а), природа появления которого в материале известна и описана в литературе [2]. Однако в остальных случаях ДО представляет собой кластер множества частиц округлой формы (рис. 1, б). Как показал рентгеновский микроанализ, проведённый с исследуемыми образцами, в этих частицах присутствует значительная концентрация гафния. Гафний является легирующим элементом в сплаве, однако его содержание строго лимитируется и не должно превышать 0,4 мас. % (табл. 1). Выяснение природы формирования данного типа дефектов является предметом научного и практического интереса. Повышение чистоты материала приведёт к уменьшению образования ДО и, как следствие, к улучшению усталостных характеристик деталей. Это, в свою очередь, приведёт к увеличению ресурса работы деталей, что имеет большую экономическую выгоду.

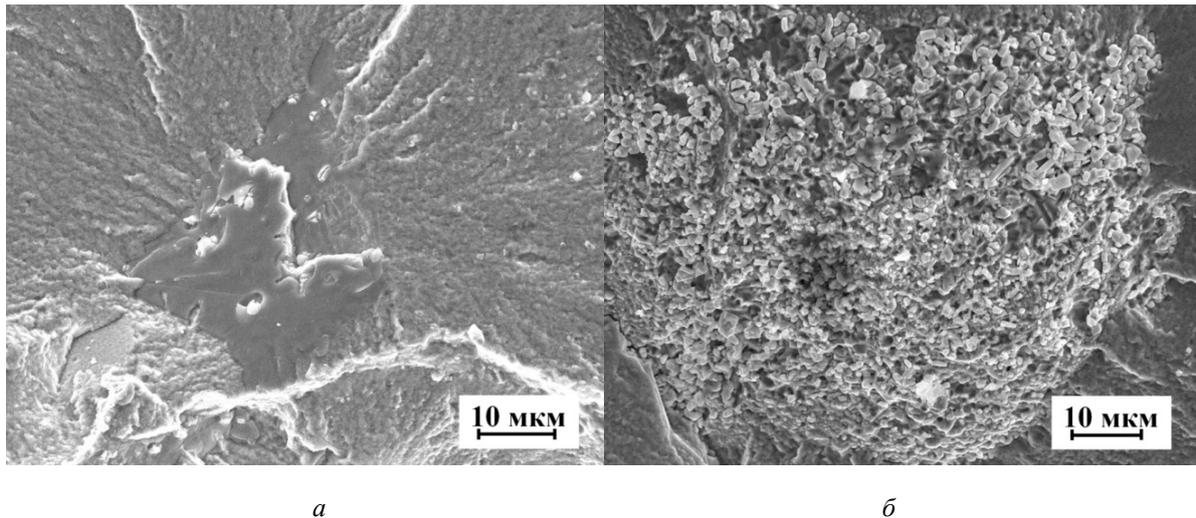


Рис. 1. Изображения, полученные РЭМ. Примеры дефектов, наблюдаемых в сплаве ЭП-741НП: а – керамическое включение (оксид титана); б – кластер из частиц, содержащих гафний

Методика проведения исследования

Для проведения исследований был выбран образец из гранулируемого жаропрочного никелевого сплава ЭП741НП, предоставленный ОАО «Ступинская металлургическая компания». Образец для исследования представляет собой заготовку, разрушенную после испытаний на малоцикловую усталость. Гранулы сплава фракции диаметром менее 140 мкм, полученные методом PREP (plasma rotate electrode process) из литых шлифованных прутков, произведённых в процессе двойного плавления (вакуумное индукционное с последующим вакуумным дуговым). Заготовка диска изготовлена методом горячего изостатического прессования по серийной технологии.

Фрактография излома образца была проведена в растровом электронном микроскопе (РЭМ) JSM-IT300LV (JEOL, Япония) с энергодисперсионным микроанализатором (ЭМ) INCA SDD X-MAX (Oxford Instruments, США).

Поперечные срезы (ламели) образцов для последующих исследований методами электронной микроскопии получены в двухлучевом растровом электронно-ионном микроскопе Helios Nano Lab 600i (FEI, США) с применением фокусированного ионного пучка (ФИП) Ga^+ ; ускоряющие напряжения составляли 30 – 2 кВ. Микроскоп оснащён микроманипулятором Omniprobe 200 (Omniprobe, США) и газовыми инжекционными системами для осаждения Pt, W и C. Для предотвращения ионного повреждения поверхности образца во время приготовления ламели был напылён защитный слой Pt в электронном и ионном пучках.

Полученные срезы были исследованы в просвечивающем / растровом электронном микроскопе (П/РЭМ) TITAN 80–300 (FEI, США) с корректором сферической аберрации зонда в режимах светлого и тёмного полей. В режиме ПРЭМ использовался высокоугловой кольцевой тёмнопольный детектор, регистрирующий электроны, рассеянные на большие углы (Fischione, США). Данный тип изображения обладает Z-контрастом, вследствие чего объекты, содержащие более тяжёлые элементы, выглядят светлее. В режиме ПЭМ использовалась CCD-камера (Gatan, США) 4×4 Мегапикселей. Для ЭМ применялся Si(Li) детектор (EDAX, США). Ускоряющее напряжение во всех экспериментах составляло 300 кВ.

Исследование излома

В очаге усталостной трещины образца были обнаружены частицы с характерными размерами 0,5-2 мкм (рис. 2, а, б). С помощью ФИП были получены ламели из области образца с частицами на поверхности (рис. 2, в). Необходимо отметить, что во время утонения полученных ламелей было обнаружено, что некоторые частицы неоднородны и могут иметь ядро (красная стрелка на рис. 2, в).

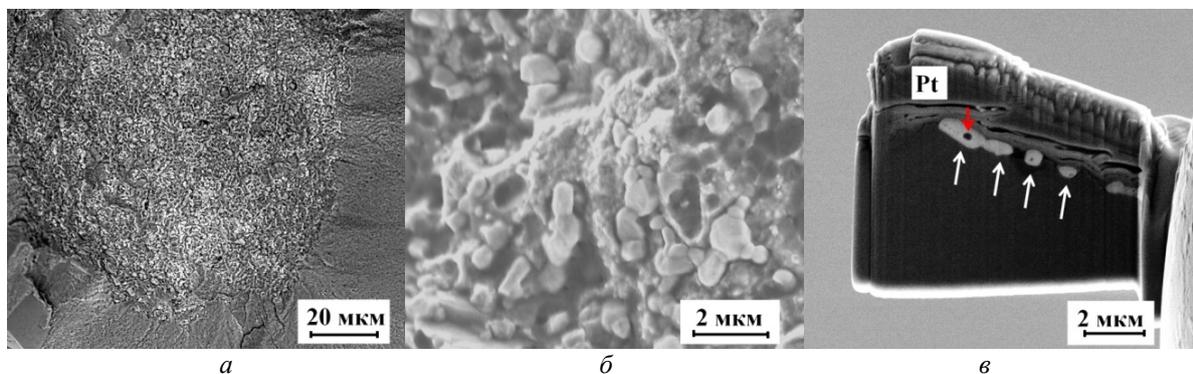


Рис. 2. Изображения частиц, полученное РЭМ:
 а – очаг трещины, содержащий частицы; б – увеличенное изображение частиц;
 в – срез образца (белые стрелки - частицы, красная стрелка – ядро частицы)

На рис. 3, а представлено ПЭМ изображение одной частицы. С помощью ЭРМ и анализа изображений кристаллической структуры (рис. 3, б) и электронной дифракции (рис. 3, в) было определено, что данная частица представляет собой включение HfO_2 с моноклинной сингонией (пр.гр. $P2_1/c$; $a = 0,51$; $c = 0,5$ нм; $\beta = 99$) [3].

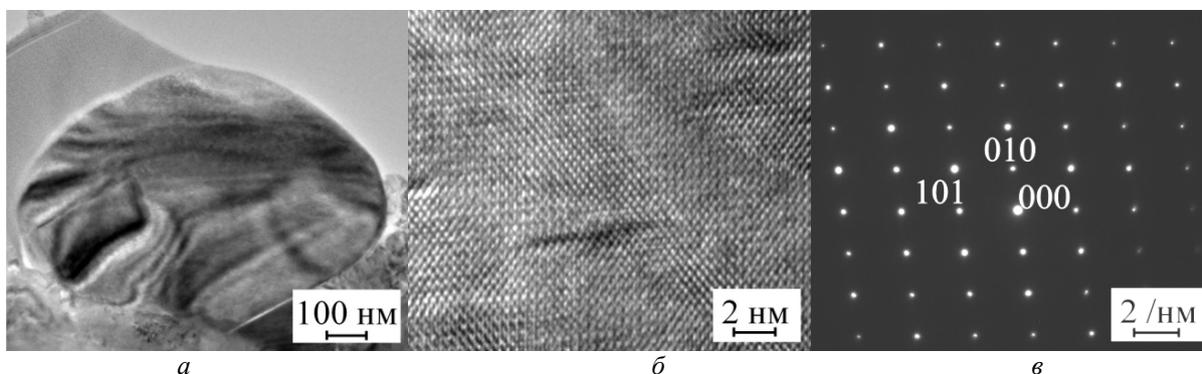


Рис. 3. Изображение одной частицы, полученное ПЭМ:
 а – изображение частицы HfO_2 ; б – изображение кристаллической структуры HfO_2 ; в – электронограмма от частицы

Как было показано на рис. 2, в, некоторые частицы содержат ядро. На рис. 4 представлены ПРЭМ изображения частиц с ядрами. Видно, что ядра частиц заметно темнее оболочки HfO_2 . Из этого следует, что ядро состоит из более лёгких элементов. ЭРМ показал, что состав ядер значительно отличается от состава оболочки и основного материала образца, а также между собой. Ядро на рис. 4, а содержит Ca, S и C, на рис. 4, б – C, O, F, Mg, Ti и Nb, на рис. 4, в – Al, C и O. Наличие в ядрах такого элемента как фтор косвенно указывает на возможное загрязнение материала элементами фторопласта, который может применяться в уплотнениях [2] бункеров для хранения, транспортировки гранул. Было обнаружено, что ядра могут быть как монокристаллическими, так и поликристаллическими. По полученным данным можно предположить, что в образец попа-

ли частицы загрязнения, вокруг которых сформировалась оболочка HfO_2 . Примерно половина наблюдаемых частиц содержала ядра. Но необходимо отметить, что образец для ПЭМ исследований представляет собой тонкую ламель и в некоторых частицах первоначально могли присутствовать ядра, которые не попали на срез. Поэтому частиц с ядрами может быть больше половины.

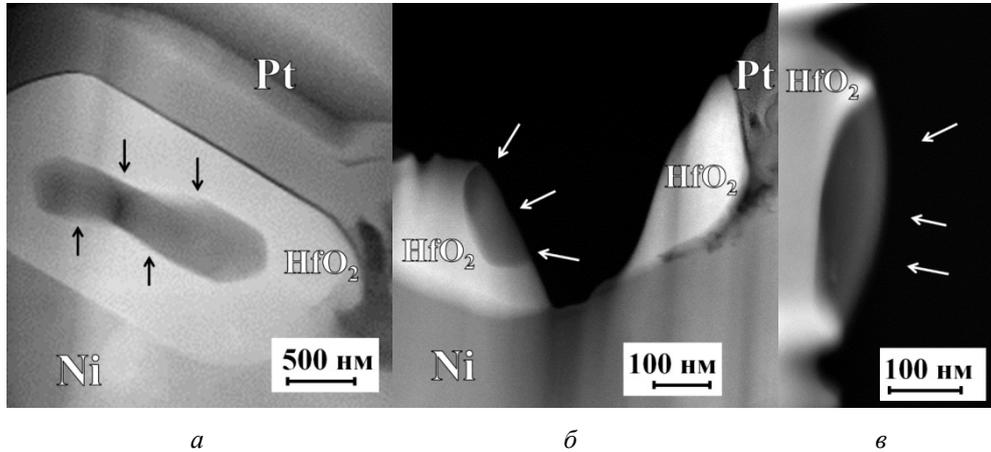


Рис. 4. Изображения частиц HfO_2 с ядром (ядра обозначены стрелками), полученное ПЭМ: а – целая частица, защищённая слоем Pt; б, в – частицы, повреждённые при ионном утонении

Также было обнаружено, что вокруг частиц наблюдается аморфная оболочка, состоящая преимущественно из углерода (рис. 5). Это также свидетельствует о влиянии загрязнения на формирование частиц.

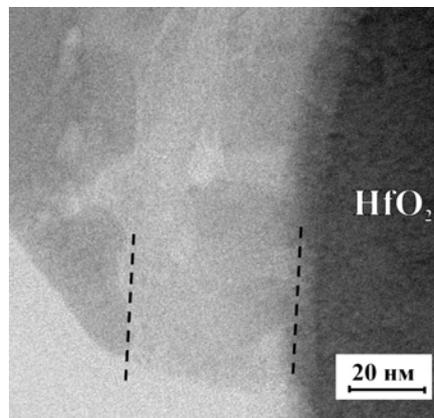


Рис. 5. Светлопольное изображение границы частицы HfO_2 , полученное ПЭМ, и аморфной оболочки. Пунктирными линиями показаны границы аморфной оболочки

Заключение

Проведённое исследование позволило установить, что обнаруженные кластеры частиц, от которых возможно зарождение усталостных трещин, представляют собой кристаллический HfO_2 с моноклинной сингонией. Были выявлены как однородные частицы HfO_2 , так и частицы с микроструктурой ядро-оболочка, у которых оболочка состоит из HfO_2 , а ядра различаются по составу и структуре и могут включать различные элементы. Наличие подобных частиц оксида гафния различной морфологии можно объяснить присутствием в материале загрязнений, содержащих кислород. Предположительно данные загрязнения являются органическими. Для исключения появления по-

добных очагов разрушений требуется проводить работы, связанные с повышением чистоты технологических процессов производства.

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Аношкин Н.Ф., Башкатова И.Г., Гарибов Г.С., Коряковцев А.С. Применение дисков из гранул жаропрочных никелевых сплавов в серийных ГТД авиационной и наземной техники. В кн.: «Перспективные технологии лёгких и специальных сплавов: к 100-летию со дня рождения академика А.Ф. Белова». М.: Физматлит, 2006. С. 371-376.

2. Гарибов Г.С., Кошелев В.Я., Шорошев Ю.Г., Востриков А.В. Исследование состава неметаллических включений в массе гранул жаропрочных никелевых сплавов // Заготовительные производства в машиностроении. 2010. № 1. С. 45-48.

3. Hann R.E., Switch P.R., Pentecost J.L. Monoclinic crystal structures of ZrO_2 and HfO_2 refined from X-ray powder diffraction data // Journal of the American Ceramic Society. 1985. V. 68, Iss. 10. P. 285-286. DOI: 10.1111/j.1151-2916.1985.tb11534.x

RESEARCH OF HAFNIUM-CONTAINING DEFECTS IN GRANULAR NICKEL EP741NP ALLOY USING ELECTRON MICROSCOPY

© 2019

I. N. Trunkin Candidate of Science (Phys. & Math.), Research Engineer;
National Research Centre “Kurchatov Institute”, Moscow, Russian Federation;
igor.trunckin@yandex.ru

M. A. Artamonov Candidate of Science (Phys. & Math.), Head of the Team of Structural Strength,
A. Lyulka Design Bureau, Subsidiary of Ufa Engine Production Association,
Moscow, Russian Federation;
maxartamonov@gmail.com

A. V. Ovcharov Research Engineer;
National Research Centre “Kurchatov Institute”, Moscow, Russian Federation;
ovcharov.91@gmail.com

A. L. Vasiliev Candidate of Science (Phys. & Math.), Leading Researcher;
National Research Centre “Kurchatov Institute”, Moscow, Russian Federation;
a.vasiliev56@gmail.com

In the process of low-cycle fatigue testing of blanks of turbine disks of turbojet engines made of granular EP741NP nickel alloy, fracture samples were obtained. The fracture area was examined by various electron microscopy methods. Accumulation of rounded high-hafnium micro-particles was detected in the center of the fracture according to the data of energy-dispersive X-ray microanalysis. Such clusters are observed in about half the instances of fractures in similar blanks. Hafnium is an alloying element, but its content is strictly limited and should not exceed 0.4 mass %. Elucidation of the nature of the formation of this type of defects is a subject of scientific and practical interest. Using high-resolution transmission electron microscopy, energy-dispersive X-ray microanalysis and electron diffraction, it was determined that these particles are monoclinic single crystal HfO_2 structures. Some particles contain nuclei that differ in their elemental composition and structure. Some of the nuclei contain C, O, S, F, etc. that may be indicators of organic contamination of the sample. A high-carbon amorphous shell was found around some HfO_2 particles. The data obtained indicate that the formation of these particles is associated with organic contaminations. To prevent the formation of such centers of destruction, it is necessary to improve the purity of the technological processes of production.

Turbojet engine; disk; hafnium oxide; granular nickel alloy defects; transmission electron microscopy; energy-dispersive X-ray microanalysis.

Citation: Trunkin I.N., Artamonov M.A., Ovcharov A.V., Vasiliev A.L. Research of hafnium-containing defects in granular nickel EP741NP alloy using electron microscopy. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 89-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-89-95

References

1. Inozemtsev A.A., Anoshkin N.F., Bashkatova I.G., Garibov G.S., Koryakovtsev A.S. Primenenie diskov iz granul zharoprochnykh nikelovykh splavov v seriynykh GTD aviatsionnoy i nazemnoy tekhniki. V kn.: «*Perspektivnye tekhnologii legkikh i spetsial'nykh splavov: k 100-letiyu so dnya rozhdeniya akademika A.F. Belova*». Moscow: Fizmatlit Publ., 2006. P. 371-376.
2. Garibov G.S., Koshelev V.Ya., Shoroshev Yu.G., Vostrikov A.V. Investigations of composition of non-metallic inclusions found in Ni-base-superalloy powder bulk. *Blanking Productions in Mechanical Engineering*. 2010. No. 1. P. 45-48. (In Russ.)
3. Hann R.E., Sutch P.R., Pentecost J.L. Monoclinic crystal structures of ZrO_2 and HfO_2 refined from X-ray powder diffraction data. *Journal of the American Ceramic Society*. 1985. V. 68, Iss. 10. P. 285-286. DOI: 10.1111/j.1151-2916.1985.tb11534.x

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО МОДУЛЯ НАНОСПУТНИКА В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

© 2019

С. В. Цаплин кандидат физико-математических наук, заведующий лабораторией «Взаимодействие излучения с веществом и радиационной стойкости материалов»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева; tsaplin@samsu.ru

С. А. Болычев ведущий инженер-программист лаборатории «Взаимодействие излучения с веществом и радиационной стойкости материалов»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева; bolychevsa@mail.ru

Рассмотрена задача исследования теплового режима оптико-электронного телескопического модуля наноспутника под влиянием условий эксплуатации. Для поддержания оптимального теплового режима телескопической линзы была выбрана система обеспечения теплового режима на основе электронагревателей. На основе трёхмерной модели проведён расчёт теплового режима линзы с учётом реальных условий эксплуатации наноспутника при его орбитальном движении. В результате расчёта методом конечных элементов была получена динамика температурных полей линзы при различных режимах работы наноспутника: доступ к установленному тепловому режиму, съёмка земной поверхности в нормальном и расширенном режимах. Показано, что в различных режимах работы система обеспечения теплового режима поддерживает заданный температурный диапазон оптических элементов с умеренным энергопотреблением и обеспечивает разрешающую способность в течение всего времени эксплуатации оптико-электронного телескопического модуля наноспутника.

Дистанционное зондирование Земли; наноспутник; оптико-электронный телескопический комплекс; система обеспечения теплового режима; температурное поле; тепловой поток.

Цитирование: Цаплин С.В., Болычев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического модуля наноспутника в условиях эксплуатации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 96-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-96-111

Введение

Бурное развитие космических аппаратов (КА) малого класса связано с их многочисленными преимуществами перед большими КА: универсальность, умеренная стоимость, короткие сроки разработки, низкая стоимость запуска. В то же время разработчикам приходится преодолевать множество трудностей, связанных с ограничениями на массу и энерговооружённость аппаратов, а также небольшой объём для полезной нагрузки и служебных систем. Одной из проблем является поддержание теплового режима наноспутников — низкая теплоёмкость и низкая энерговооружённость аппаратов по сравнению с большими и средними КА будут вызывать большие колебания температуры спутника при орбитальном движении. При этом некоторые виды полезной нагрузки, например научная аппаратура или оптические системы дистанционного зондирования Земли, могут требовать поддержания рабочей температуры с точностью до $\pm 0,1^\circ\text{C}$. Традиционные для больших КА системы обеспечения теплового режима не подходят для спутников малого класса из-за ограничений на их массогабаритные и энергетические характеристики. Таким образом, актуальной задачей является разработка систем обеспечения теплового режима наноспутников.

Постановка задачи

В работе рассматривается наноспутник с оптико-электронным телескопическим модулем (ОЭТМ), выполненным по схеме Ричи-Кретьена с корректором поля. Объектив обладает следующими массогабаритными характеристиками: длина 430 мм, диаметр бленды 120 мм, диаметр главного зеркала 90 мм, масса модели не превышает 1 кг. Фокусное расстояние оптической системы ОЭТМ наноспутника составляет 1200 мм. Поле обзора ОЭТМ наноспутника составляет 1° . Для орбиты высотой 200 км разрешение объектива составляет 1,5 м при полосе обзора шириной 3,5 км. Общий вид объектива со светозащитной блендой и крышкой светозащитного устройства приведён на рис. 1.

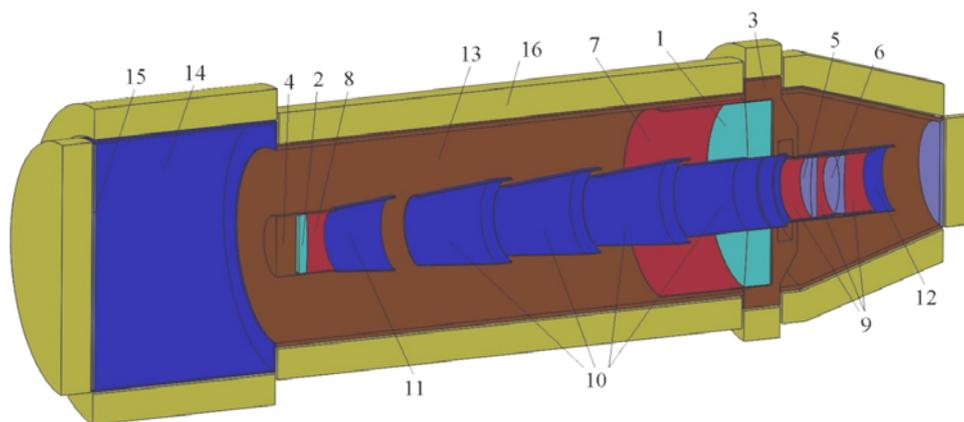


Рис. 1. Модель зеркально-линзового объектива наноспутника:

1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – узел главного зеркала; 4 – узел вторичного зеркала; 5 – линза 1; 6 – линза 2; 7 – нагреватель главного зеркала; 8 – нагреватель вторичного зеркала; 9 – нагреватели линз; 10 – бленды главного зеркала; 11 – бленда вторичного зеркала; 12 – корпус линзового конденсора; 13 – корпус объектива; 14 – бленда; 15 – крышка светозащитного устройства (СЗУ); 16 – экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ)

В качестве системы обеспечения теплового режима наноспутника предлагается прецизионная система обеспечения теплового режима (СОТР) на основе плёночных электронагревателей [1]. Пиковая мощность системы электронагревателей для данного наноспутника составляет 2,3 Вт.

Для расчёта термоупругого состояния объектива наноспутника на основе 3D-модели разработана физико-математическая модель объектива, представляющая собой сопряжённую систему дифференциальных уравнений термоупругости [2]. Моделирование термоупругого состояния объектива наноспутника при воздействии условий эксплуатации проводилось методом конечных элементов в пакете ANSYS.

В качестве условий эксплуатации наноспутника выбраны следующие параметры орбиты: круговая орбита высотой 200 км (продолжительность витка составляет 89 минут), угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце составляет 0° , углы тангажа и крена наноспутника равны нулю на всём протяжении витка. Тепловые потоки на внешние поверхности наноспутника, соответствующие этим условиям, рассчитывались согласно [2] и приведены на рис. 2 – 5.

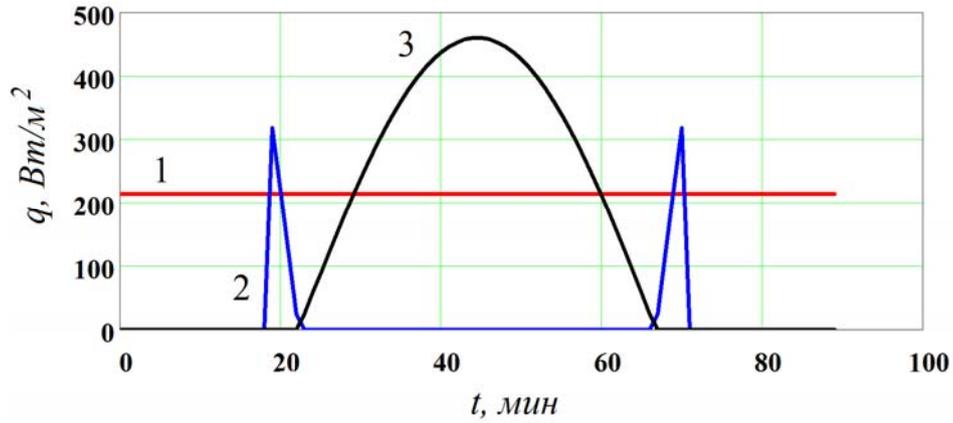


Рис. 2. Зависимость плотности теплового потока, падающего на крышку СЗУ, от времени:
 1 – собственное излучение Земли; 2 – прямое солнечное излучение;
 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

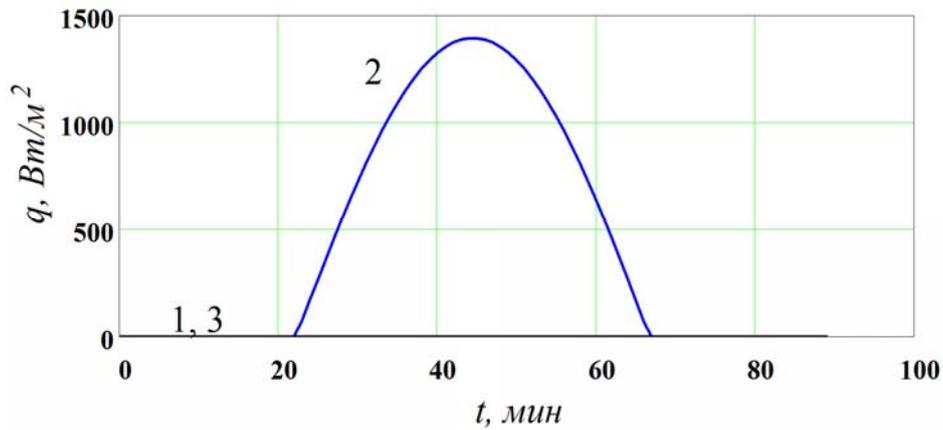


Рис. 3. Зависимость плотности теплового потока, падающего на торцевую часть корпуса, от времени:
 1 – собственное излучение Земли; 2 – прямое солнечное излучение;
 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

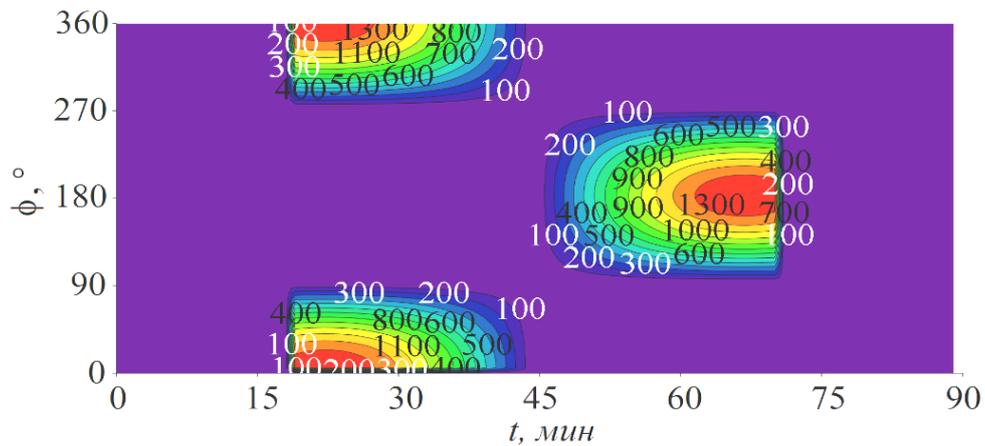


Рис. 4. Зависимость плотности теплового потока прямого солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

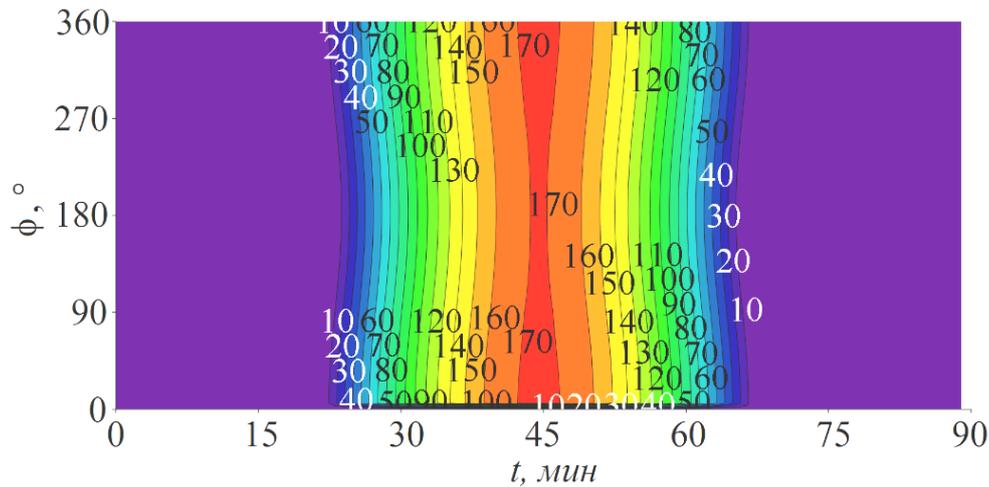


Рис. 5. Зависимость плотности теплового потока отражённого от Земли солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

Расчёт температурных полей объектива проводится в два этапа. Сначала выполняется расчёт выхода объектива на установившийся тепловой режим из состояния с начальной температурой -40°C . Затем проводится расчёт для одного витка в режиме съёмки поверхности Земли для различного времени съёмки: штатный режим (20 минут), расширенный режим (40 минут), а также при аварийном отказе нагревателей. Далее для каждого варианта теплового режима проводится расчёт деформаций оптических элементов в определённый момент времени: в конце открытия крышки или в конце витка. Результаты расчётов температурных полей и полей деформаций для всех рассмотренных вариантов приведены на рис. 6 – 29.

Результаты расчётов для выхода объектива на установившийся режим из состояния с начальной температурной -40°C (вариант 1) показаны на рис. 6 – 11.

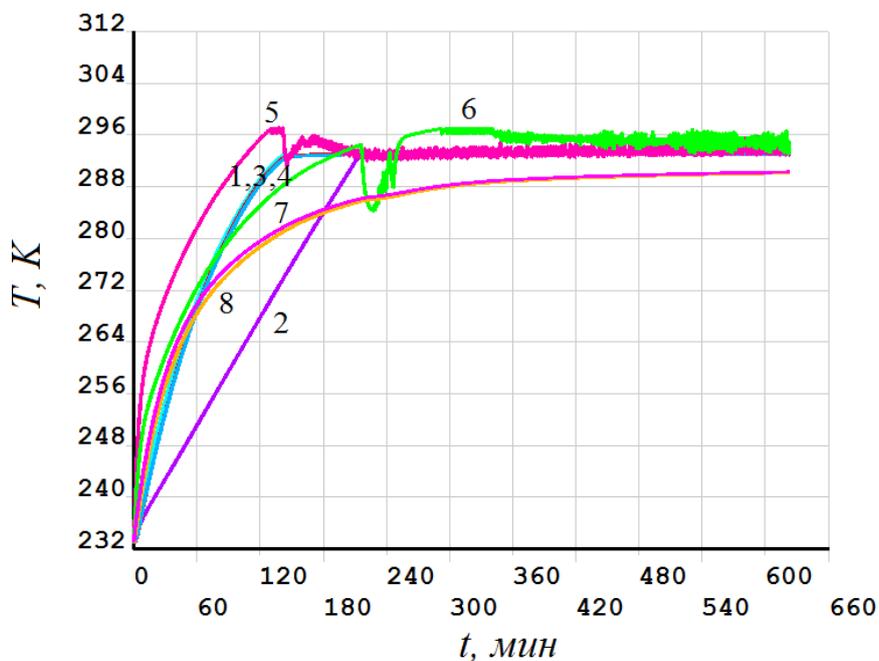


Рис. 6. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ при выходе на установившийся режим: 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

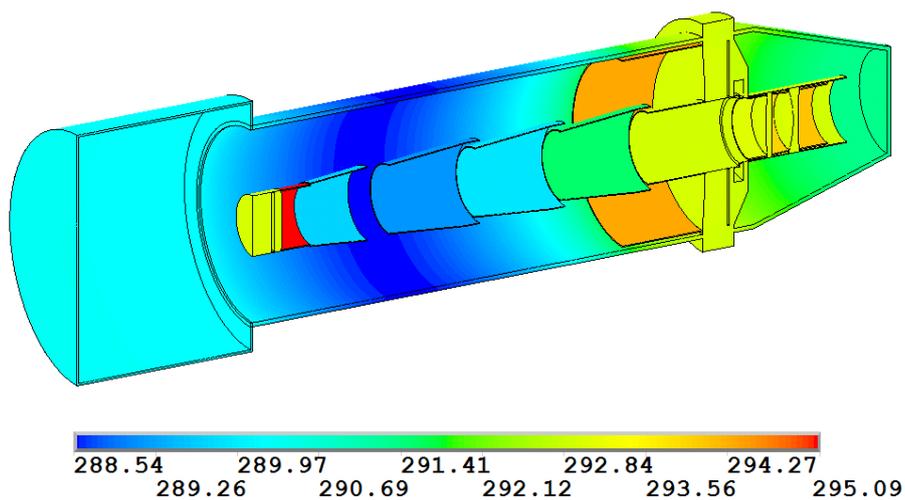


Рис. 7. Распределение температуры ОЭТМ (в кельвинах) в установившемся состоянии (ЭВТИ не показана)

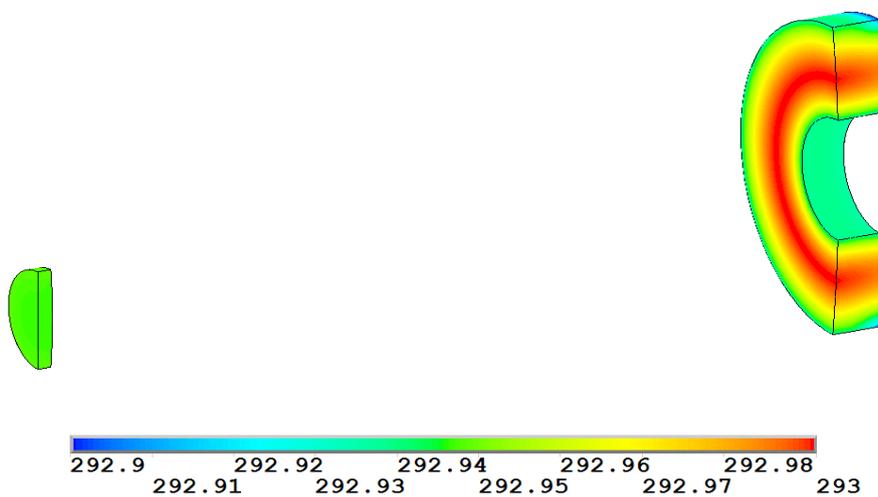


Рис. 8. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в установившемся состоянии

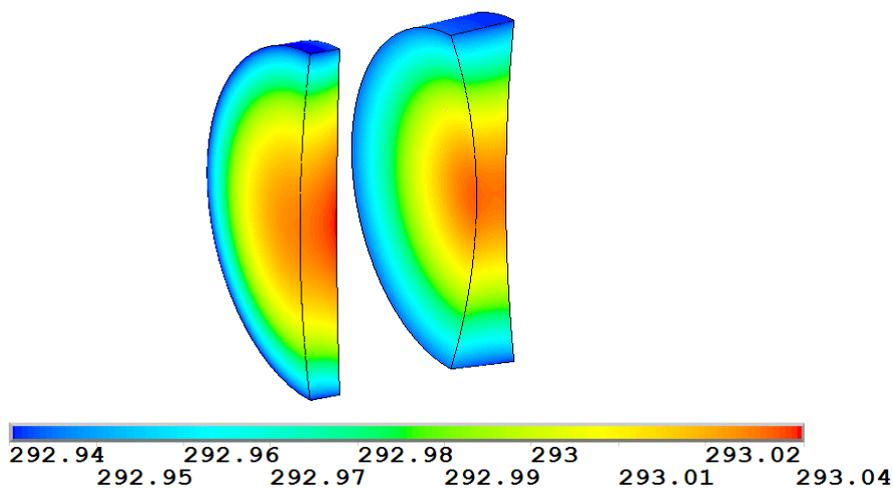


Рис. 9. Распределение температур линз (в кельвинах) в установившемся состоянии

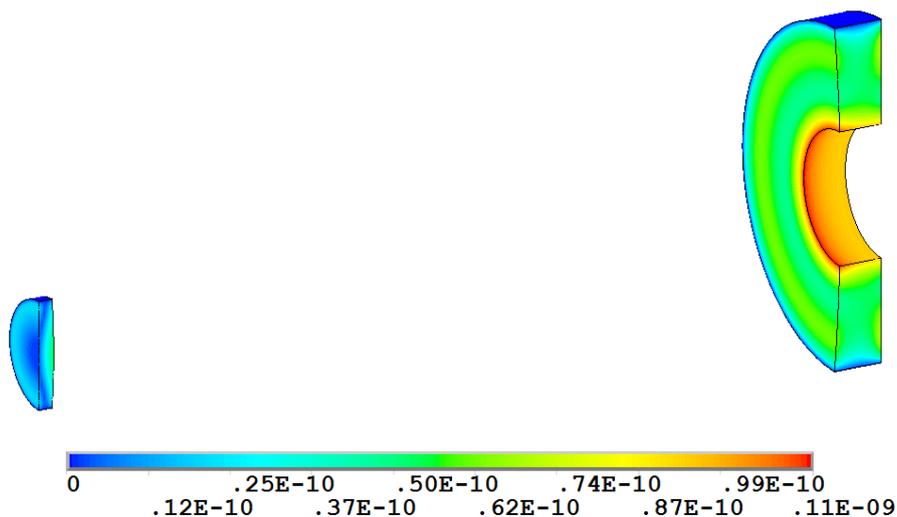


Рис. 10. Распределение смещений зеркал (в метрах) в установившемся состоянии

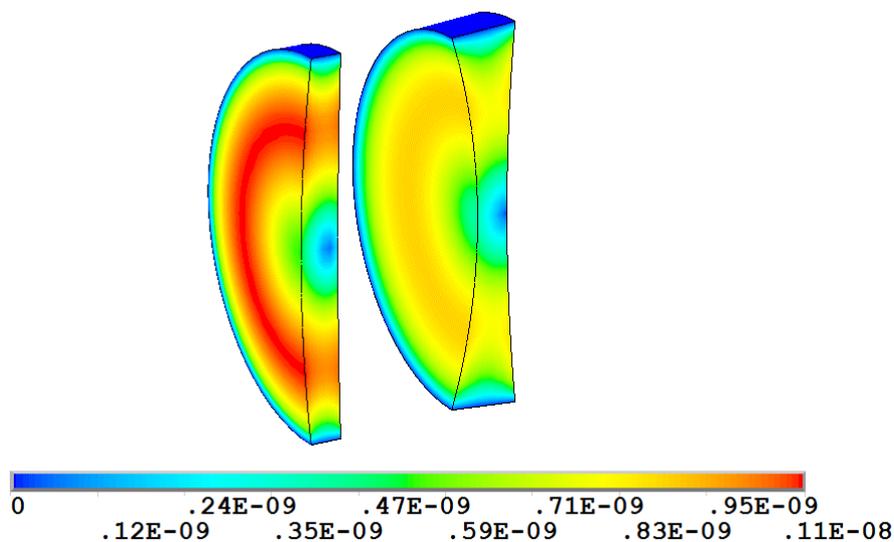


Рис. 11. Распределение смещений линз (в метрах) в установившемся состоянии

При расчёте выхода объектива на установившийся режим было выбрано расчётное время 7 витков. Однако, как видно из полученных результатов (рис. 6), уже через 3 витка оптические элементы достигают рабочей температуры $293 \pm 0,1$ К (рис. 8, 9) несмотря на то, что корпусные элементы объектива далеки от номинальной температуры (рис. 7). Деформации оптических элементов при этом не превышают $0,0011$ мкм (рис. 10, 11). Эффективная мощность нагревателей в этом режиме составила $0,89$ Вт.

Результаты расчётов для режима съёмки поверхности Земли (вариант 2) показаны на рис. 12 – 17.

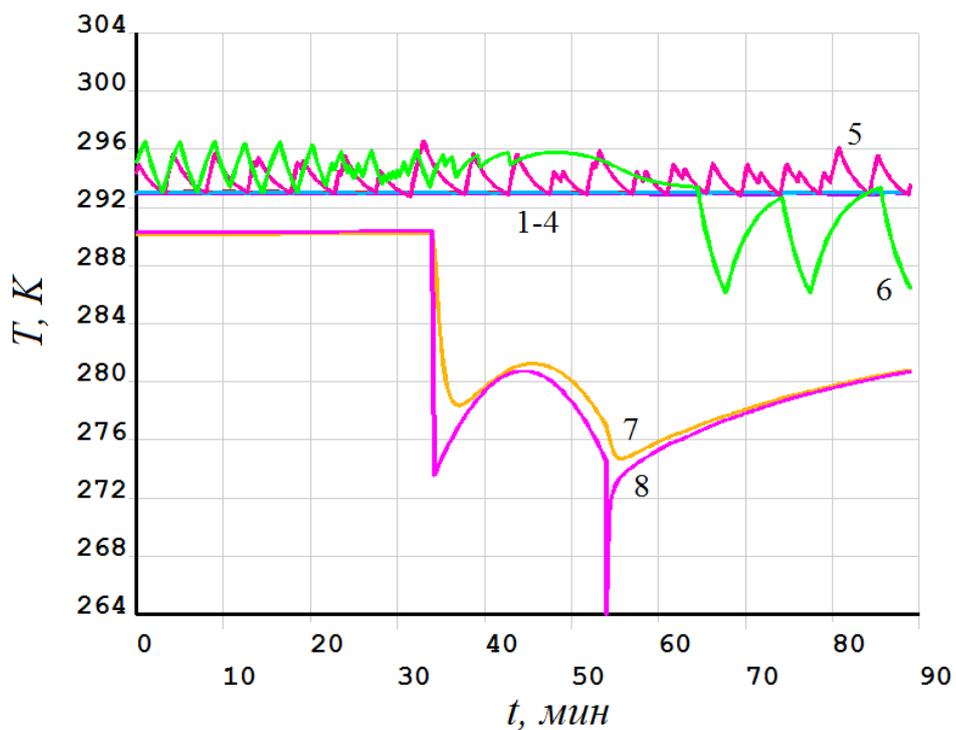


Рис. 12. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ в режиме съёмки поверхности Земли: 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

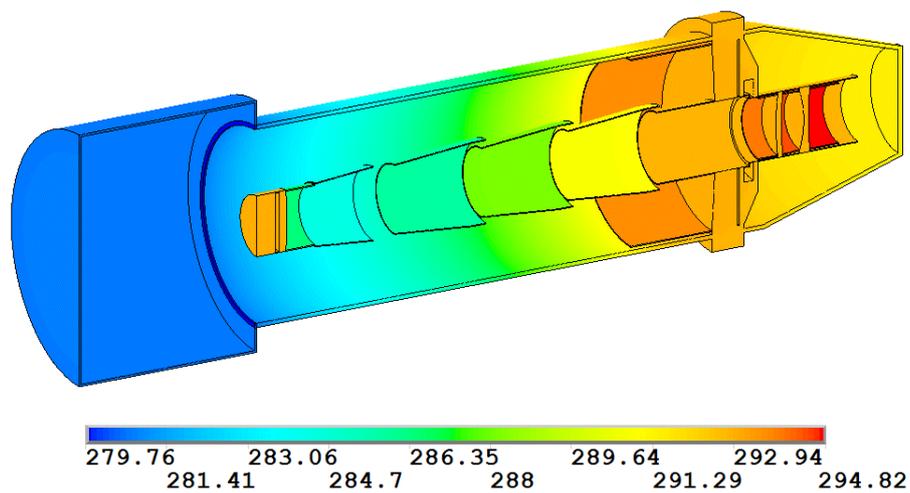


Рис. 13. Распределение температур ОЭТМ (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли (ЭВТИ не показана)

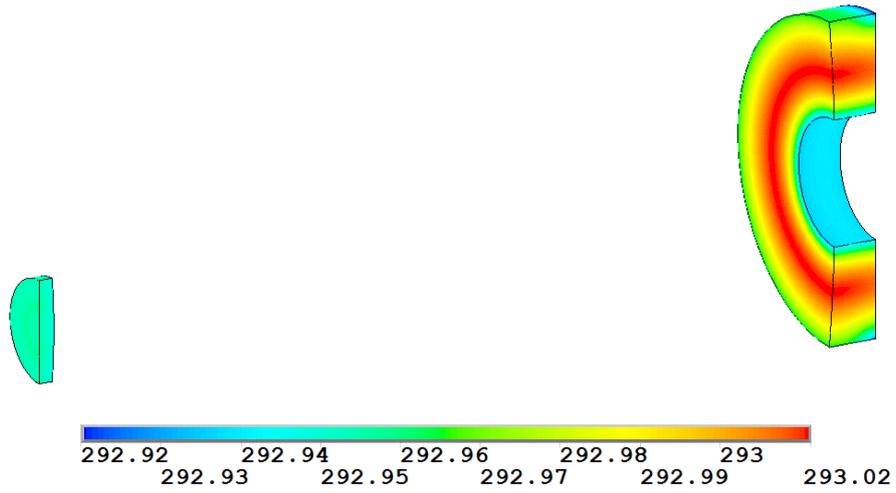


Рис. 14. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

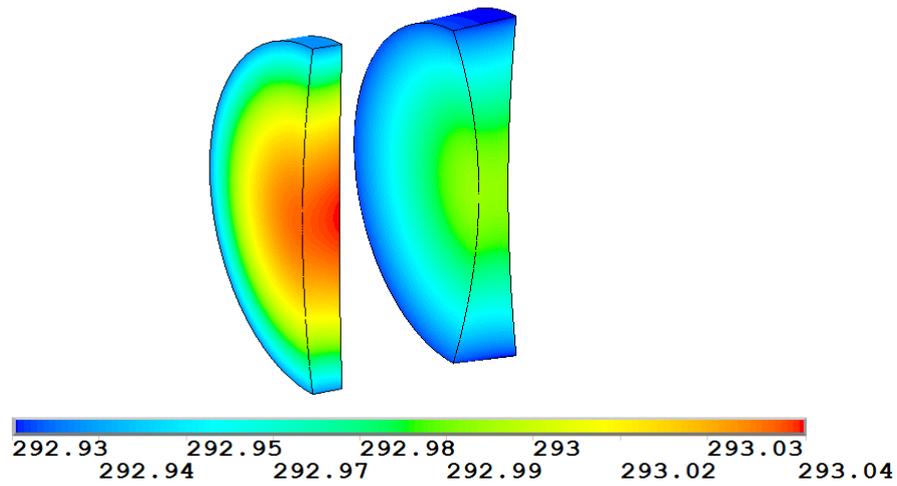


Рис. 15. Распределение температур линз (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

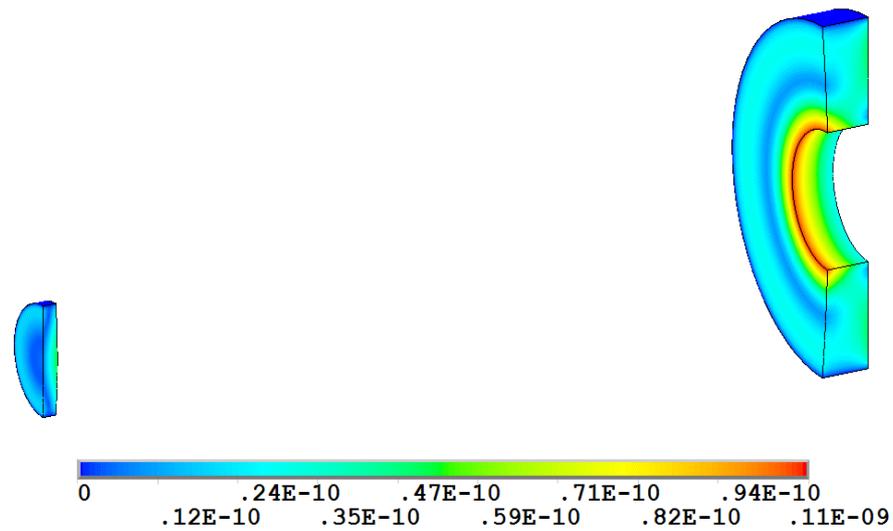


Рис. 16. Распределение смещений зеркал (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

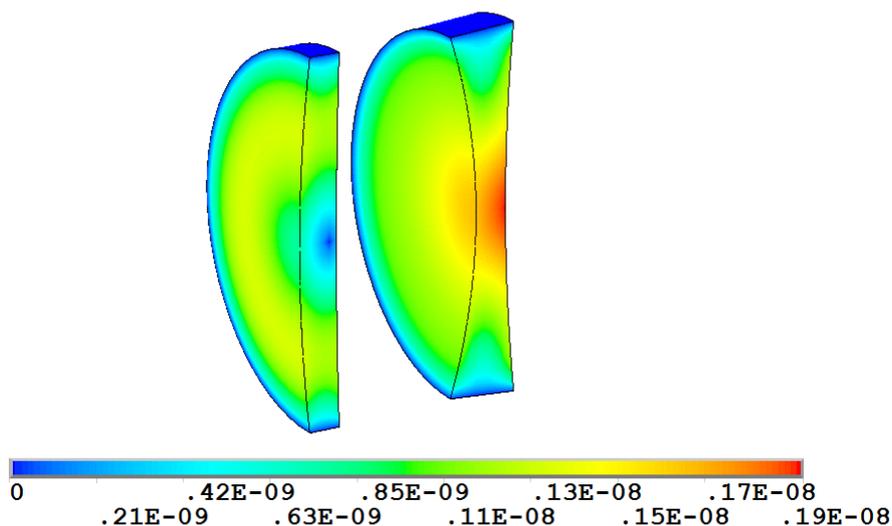


Рис. 17. Распределение смещений линз (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

Как видно из полученных результатов, открытие крышки на 20 минут вызывает снижение температур корпусных частей объектива вплоть до 264 К (рис. 12, 13), при этом температура оптических элементов поддерживается в оптимальном диапазоне 293 ± 0.1 К (рис. 14, 15). Деформации оптических элементов при этом не превышают 0,0019 мкм (рис. 16, 17). Эффективная мощность нагревателей в этом режиме составила 0,35 Вт.

Результаты расчётов для режима съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки показаны на рис. 18 – 23.

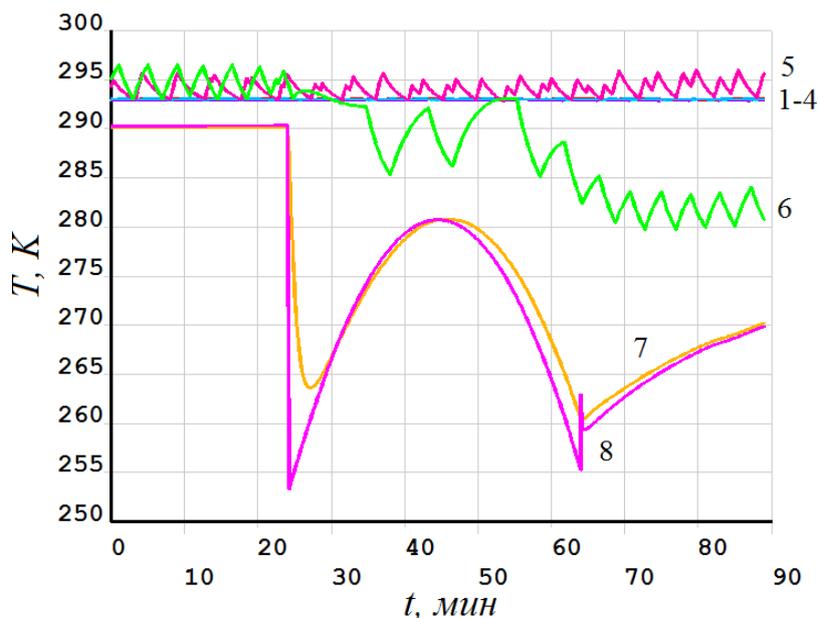


Рис. 18. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки:
 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

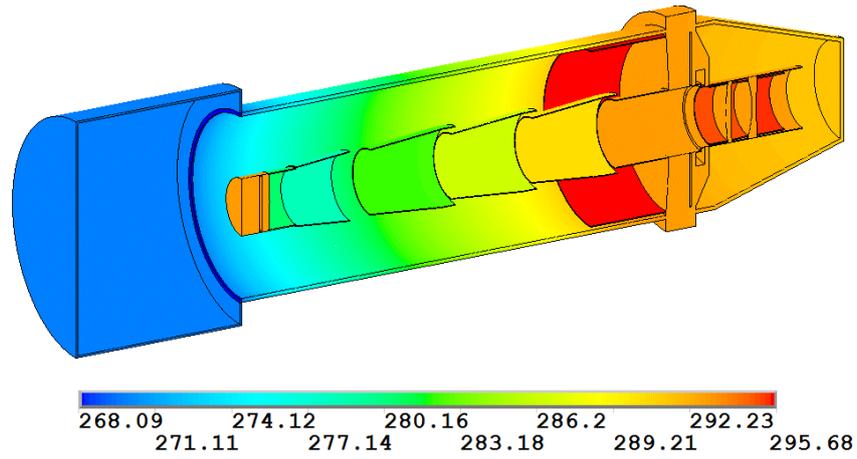


Рис. 19. Распределение температур ОЭТМ (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки (ЭВТИ не показана)

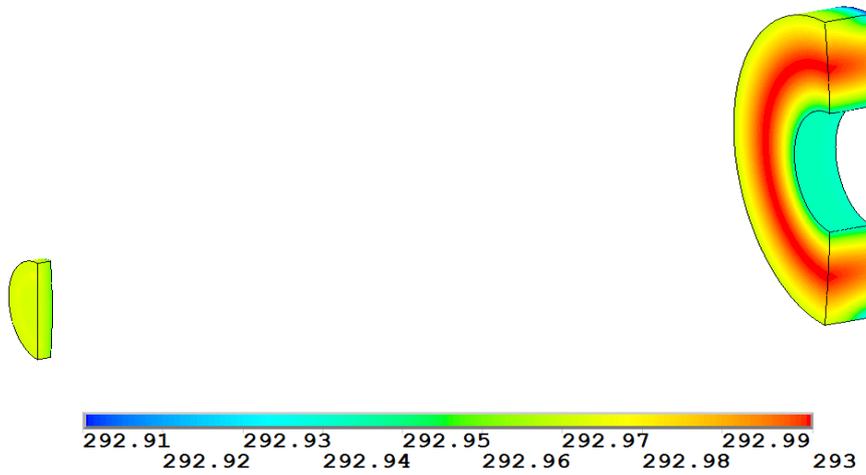


Рис. 20. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

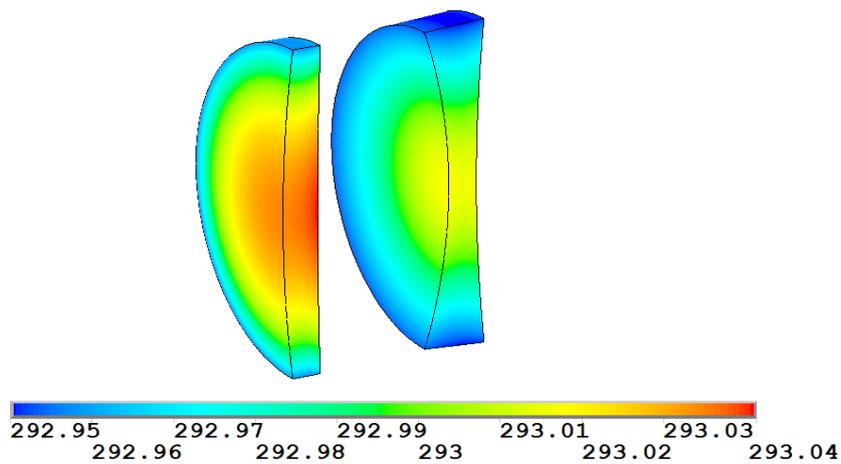


Рис. 21. Распределение температур линз (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

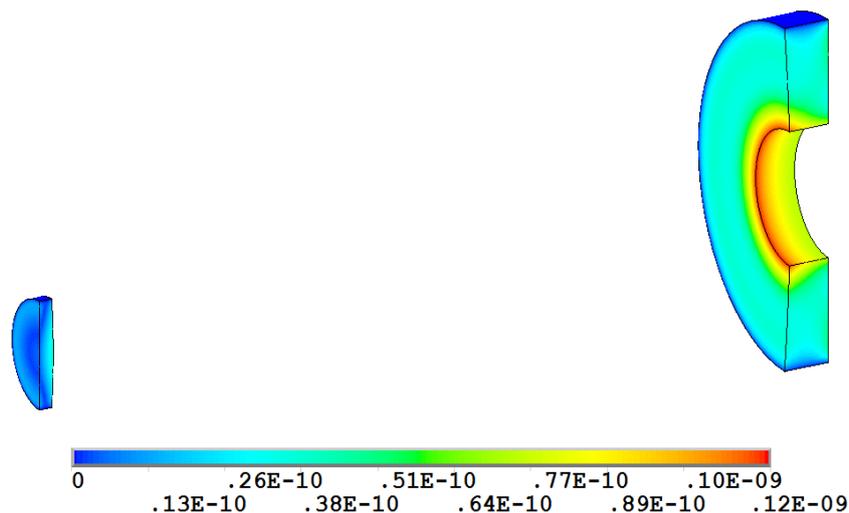


Рис. 22. Распределение смещений зеркал (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

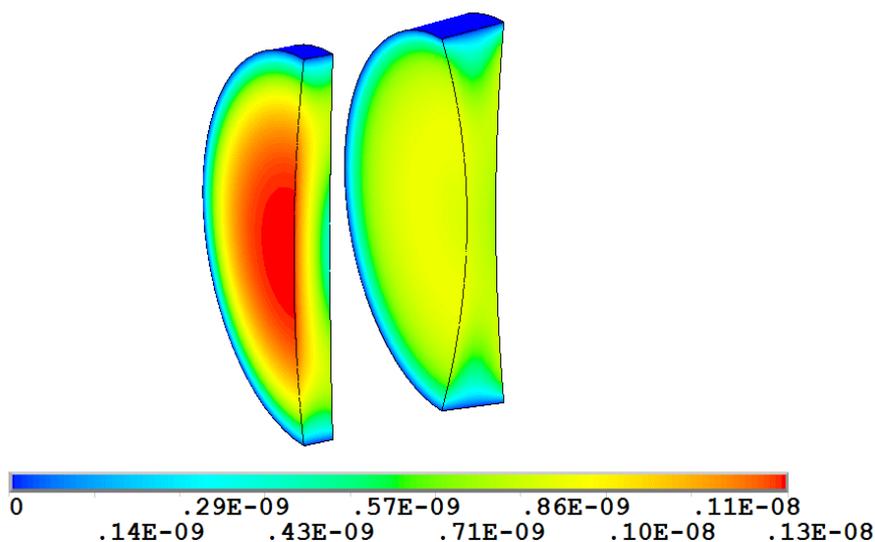


Рис. 23. Распределение смещений линз (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли с расширенным временем съёмки

Как видно из полученных результатов, открытие крышки на 40 минут вызывает снижение температур корпусных частей объектива вплоть до 254 К (рис. 18, 19), при этом температура оптических элементов поддерживается в оптимальном диапазоне $293 \pm 0,1$ К (рис. 20, 21). Деформации оптических элементов при этом не превышают 0,0013 мкм (рис. 22, 23). Эффективная мощность нагревателей в этом режиме составила 0,38 Вт.

Результаты расчётов для режима съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей (вариант 4) показаны на рис. 24 – 29.

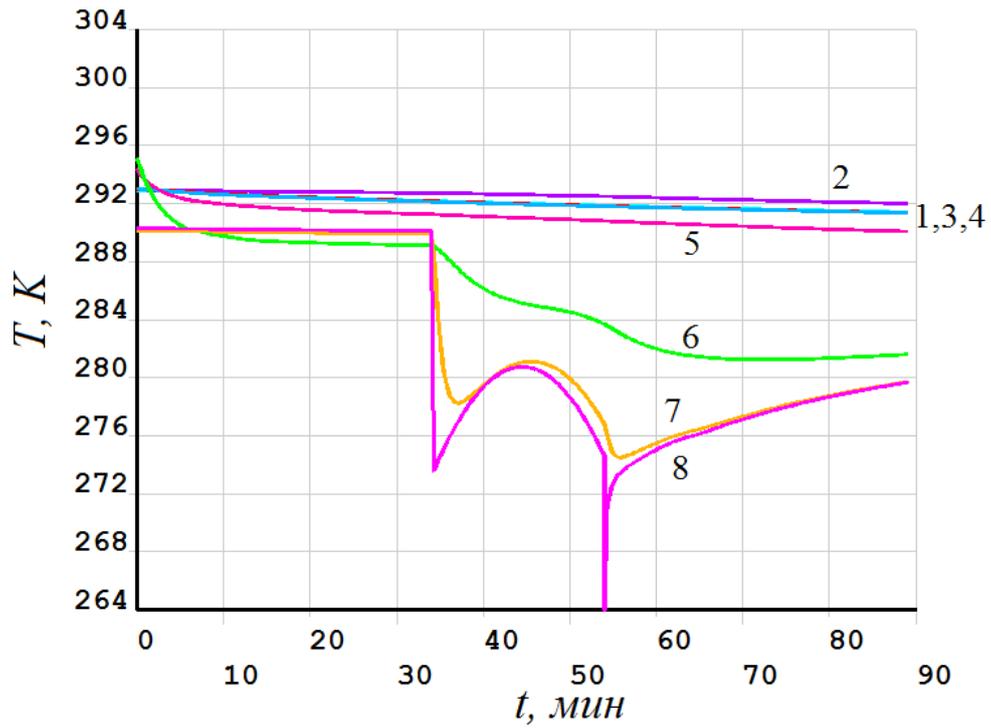


Рис. 24. Изменение во времени температур элементов ОЭТМ в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей: 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – линза 1; 4 – линза 2; 5 – нагреватель главного зеркала; 6 – нагреватель вторичного зеркала; 7 – корпус; 8 – бленда

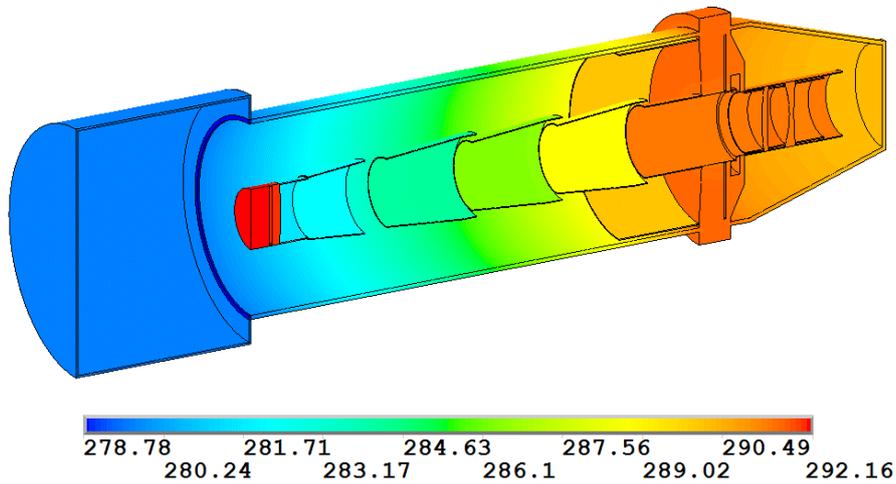


Рис. 25. Распределение температур ОЭТМ (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей (ЭВТИ не показана)

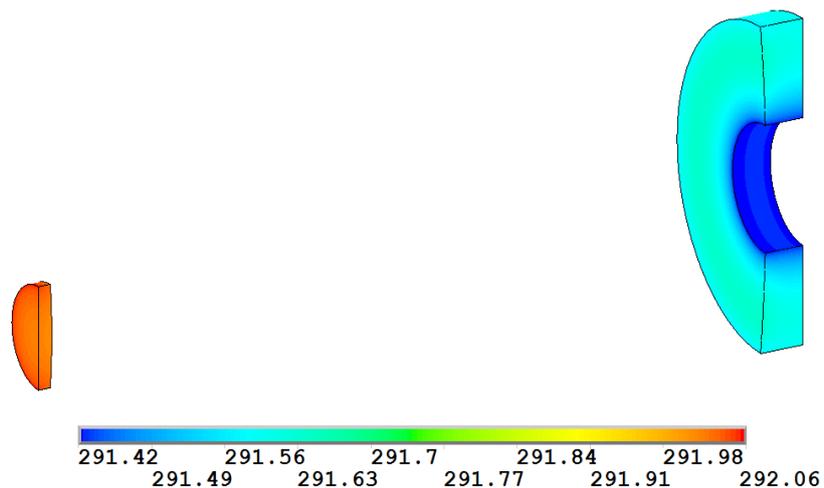


Рис. 26. Распределение температур зеркал (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

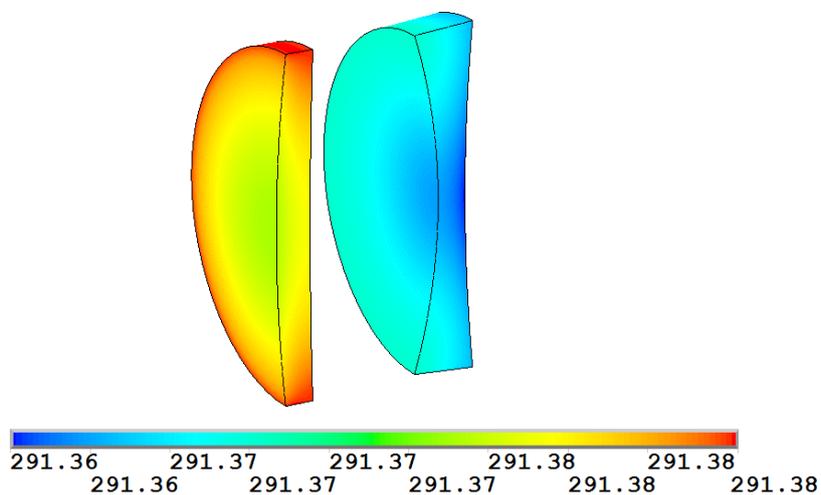


Рис. 27. Распределение температур линз (в кельвинах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

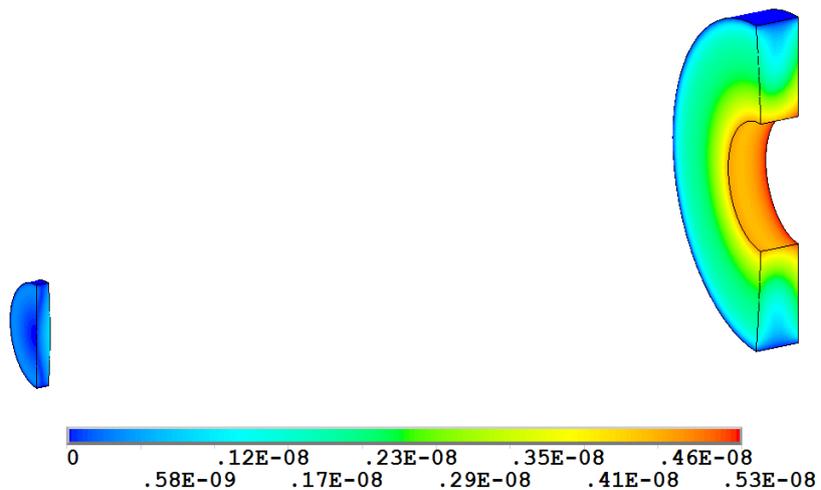


Рис. 28. Распределение смещений зеркал (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

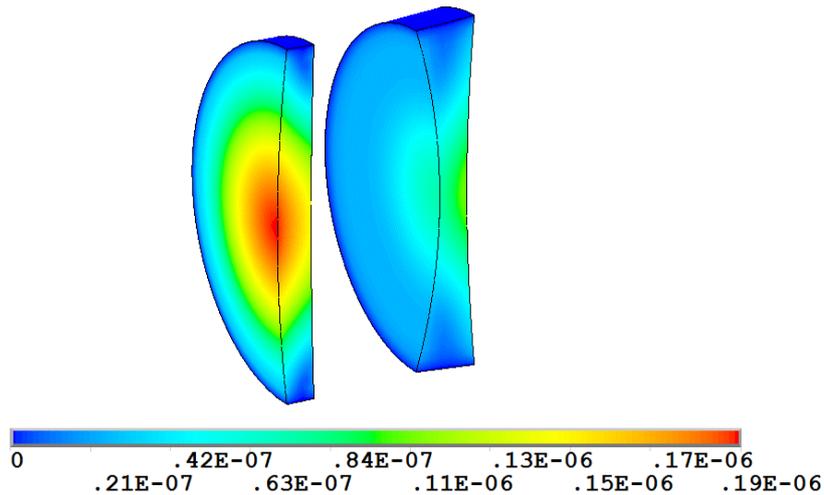


Рис. 29. Распределение смещений линз (в метрах) в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателей

Как видно из полученных результатов, при аварийном отказе нагревателей открытие крышки на 20 минут вызывает снижение температур корпусных частей объектива вплоть до 264 К (рис. 24), температуры оптических элементов снижаются примерно до 292 К и продолжают снижаться даже после закрытия крышки (рис. 24). К концу витка минимальная температура корпусной части составляет 278,8 К (рис. 25), температуры оптических элементов снижаются примерно до 291 К (рис. 26, 27). Деформации оптических элементов при этом составляют 0,053 мкм для зеркал (рис. 28) и 0,19 мкм для линз (рис. 29). Проведение съёмки в таких условиях повлечёт за собой значительное ухудшение качества изображения получаемых снимков.

На рис. 30 приведены функции передачи модуляции (ФПМ) объектива в зависимости от пространственной частоты ν для рассчитанных четырёх вариантов тепловых режимов в сравнении с функцией передачи модуляции недеформированного объектива. Максимальное снижение ФПМ наблюдается для варианта 4 и составляет 6%.

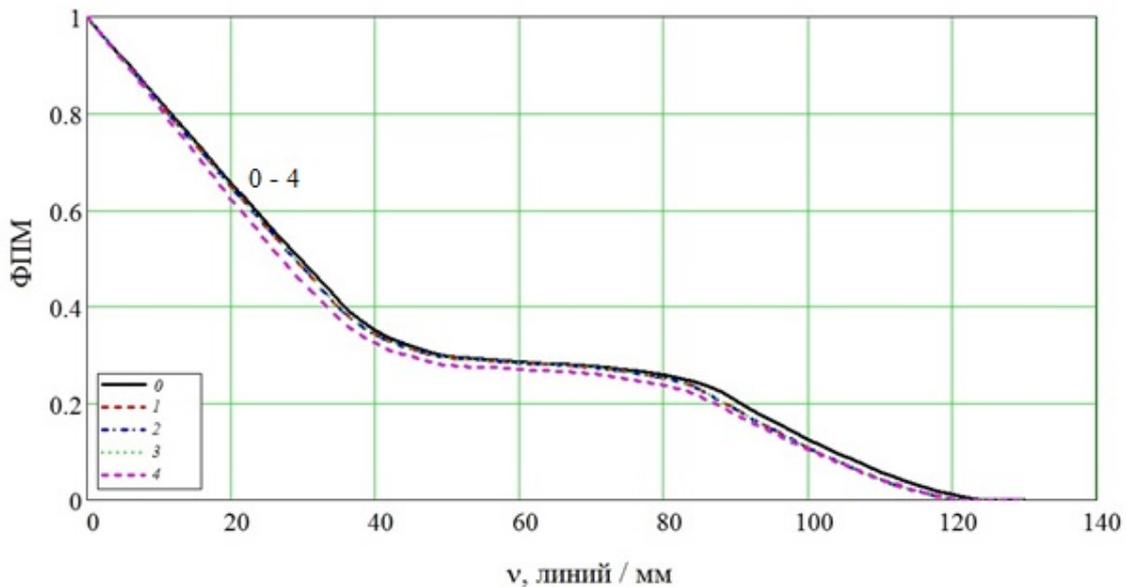


Рис. 30. Функции передачи модуляции деформированного объектива в зависимости от пространственной частоты ν при различных вариантах тепловых режимов по сравнению с недеформированным объективом. 0 – исходное состояние объектива

По своим характеристикам ОЭТМ можно сравнить с объективом наноспутника Dove [3-5]. Результаты сравнения приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры оптических телескопов наноспутников

Параметры	ОЭТМ	Dove
	400÷600 км	
Разрешение по земле, м	3,2 ÷ 4,7	3 ÷ 5(*)
Угловое разрешение, с	8,6	–
Полоса обзора, км	3,5 ÷ 5,2	20
Диаметр апертуры, мм	90	91
Фокусное расстояние, мм	1200	1140

(*) Разрешение наноспутника Dove – 3,5 м (на высоте 400 км)

Из табл. 1 следует, что разрешение оптических телескопов наноспутников ОЭТМ и Dove примерно совпадает для орбиты 600 км. Полоса обзора ОЭТМ значительно уже по сравнению с наноспутником Dove из-за наличия бленды.

Бленда у ОЭТМ позволяет ограничить прямые потоки солнечного излучения на внутреннюю поверхность бленды и на оптические элементы объектива при выходе и входе в теньевую область орбиты. Система обеспечения теплового режима ОЭТМ позволяет решать задачи дистанционного зондирования Земли без ограничения времени съёмки. Такими возможностями наноспутник Dove не обладает.

Заключение

Проведено исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического модуля наноспутника в условиях эксплуатации. Результаты расчётов показывают, что прецизионная СОТР на основе плёночных электронагревателей обеспечивает поддержание температур оптических элементов в диапазоне $293 \pm 0,1$ К при штатных режимах эксплуатации наноспутника, в том числе при расширенном времени съёмки. При мощности СОТР 2,3 Вт эффективная мощность при выходе на рабочий режим из состояния с начальной температурой -40°C не превышает 1 Вт, а при съёмке поверхности Земли – 0,4 Вт. Деформации оптических элементов при этом не превышают 0,002 мкм, что не влияет на оптические характеристики оптической системы. Разрешающая способность ОЭТМ остаётся неизменной при штатных режимах эксплуатации наноспутника.

Библиографический список

1. Цаплин С.В., Большев С.А. Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 9-2 (110). С. 236-243.
2. Цаплин С.В., Большев С.А. Моделирование влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового телескопа космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 3 (104). С. 97-106.
3. Marshall W., Boshuizen C. Planet labs' remote sensing satellite system // 27 Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites. 2013.
4. Safyan M. Overview of the planet labs constellation of Earth imaging satellites. <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/workshops/2015-prague-small-sat/Presentations/Planet-Labs-Safyan.pdf>

5. Pong C.M. On-orbit performance & operation of the attitude & pointing control sub-systems on ASTERIA // 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (Logan UT, USA, Aug. 4-9, 2018).

INVESTIGATION OF THERMAL CONDITIONS OF NANOSATELLITE OPTOELECTRONIC TELESCOPIC MODULE FOR DIFFERENT MODES OF OPERATION

© 2019

- S. V. Tsaplin** Candidate of Science (Phys. & Math.), Head of Laboratory “Radiation-matter interaction and radiation resistance of materials”;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tsaplin@samsu.ru
- S. A. Bolychev** Principal Software Engineer, Laboratory “Radiation-matter interaction and radiation resistance of materials”;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bolychevsa@mail.ru

The problem of studying thermal conditions of the optoelectronic telescopic module of a nanosatellite under the influence of operating conditions is considered. To maintain optimal thermal conditions of the telescopic lens, a thermal control system based on electric heaters was chosen. Based on the three-dimensional model, the thermal regime of the lens is calculated taking into account the real operating conditions of the nanosatellite in its orbital motion. As a result of the calculation by the finite element method, the dynamics of the temperature fields of the lens was obtained for different modes of operation of the nanosatellite: access to the established thermal conditions, earth terrain survey in normal and extended modes. It is shown that in different modes of operation the thermal control system maintains a given temperature range of optical elements with moderate energy consumption and provides lens efficiency during the entire time of operation of the optoelectronic telescopic module of the nanosatellite.

Earth remote sensing; nanosatellite; optoelectronic telescopic complex; thermal control system; temperature field; heat flux.

Citation: Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Investigation of thermal conditions of nanosatellite optoelectronic telescopic module for different modes of operation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 96-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-96-111

References

1. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Thermal-control system of experimental model of spacecraft optical telescope assembly. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 9-2 (110). P. 236-243. (In Russ.)
2. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Modeling of influence of thermal space factors on optical characteristics of lens telescope of spacecraft. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 3 (104). P. 97-106. (In Russ.)
3. Marshall W., Boshuizen C. Planet labs' remote sensing satellite system. *27 Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites*. 2013.
4. Safyan M. Overview of the planet labs constellation of Earth imaging satellites. Available at: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/workshops/2015-prague-small-sat/Presentations/Planet-Labs-Safyan.pdf>
5. Pong C.M. On-orbit performance & operation of the attitude & pointing control sub-systems on ASTERIA. *32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (Logan UT, USA, Aug. 4-9, 2018)*.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОПУСТИМОГО УРОВНЯ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ ШТАТНЫМИ СРЕДСТВАМИ УПРАВЛЕНИЯ

© 2019

В. В. Червонюк доктор технических наук, главный научный сотрудник;
Лётно-исследовательский институт имени М.М. Громова, г. Жуковский;
nio3@lii.ru

Б. Б. Коровин доктор технических наук; начальник лаборатории;
Лётно-исследовательский институт имени М.М. Громова, г. Жуковский;
nio3@lii.ru

Для решения проблем обеспечения прочностной надёжности элементов газотурбинных двигателей при существующих принципах нормирования, основанных на использовании коэффициентов запаса прочности для различных схем нагружения, предлагается осуществлять регулируемое воздействие на источники этого нагружения в эксплуатации, используя систему автоматического управления и штатные средства конструкции двигателя. Обсуждается использование такого подхода для минимизации динамического нагружения лопаток компрессора низкого давления двухконтурных реактивных двигателей с форсажной камерой сверхзвуковых летательных аппаратов, для борьбы с вибрационным горением в камерах сгорания, с ударным включением муфт свободного хода и автоколебаниями в системе трансмиссии вертолётов. При этом показано, что одновременно с регулированием нагружения газотурбинного двигателя необходимо повышать эффективность систем бортовой диагностики двигателей. Снижение вероятности пропуска цели и ложных срабатываний существующих средств и методов диагностики таких систем до практически необходимого уровня невозможно без использования индивидуального подхода в формировании допустимых пределов контролируемых диагностических параметров.

Летательный аппарат; газотурбинный двигатель; динамическое нагружение; регулируемое воздействие; штатные средства управления; бортовой виброконтроль; индивидуальная вибро модель.

Цитирование: Червонюк В.В., Коровин Б.Б. Обеспечение допустимого уровня динамического нагружения газотурбинных двигателей в эксплуатации штатными средствами управления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 112-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-112-120

Введение

Как известно, отказы газотурбинных двигателей (ГТД) происходят по конструктивным, производственным и эксплуатационным причинам. Подавляющее число из них имеет прочностной характер. Среди последних – большое количество усталостных поломок, к наиболее опасным из которых можно отнести разрушения рабочих лопаток.

Современная система обеспечения усталостной прочности элементов авиадвигателей сложна и трудоёмка. Она основана на обосновании соответствующих достаточно высоких значений коэффициентов запаса прочности, для чего требуется проведение большого числа разнообразных испытаний на всех этапах создания двигателя.

В работе предложен альтернативный подход к решению проблемы устранения недопустимых нагрузок путём минимизации уровня динамического нагружения некоторых ответственных элементов ГТД с использованием штатных средств управления двигателем.

Основная часть

Как показывает практика, в эксплуатации достаточно остро стоит проблема повышенного динамического нагружения рабочих лопаток первых ступеней компрессора

низкого давления (КНД) для турбореактивных двигателей с форсажной камерой (ТРДФ) и двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ) сверхзвуковых самолётов последних поколений. Если повышенные нагрузки в лопатках КНД для ГТД дозвуковых самолётов возникают в основном в стартовых условиях и при разбеге с боковым ветром, то для ТРДФ (ТРДДФ) проблемными могут оказаться как старт, так и различные условия полёта и работы силовой установки при больших числах Маха (М) [1;2].

Высокая виброн нагруженность лопаток вентилятора ТРДДФ связана с неблагоприятным воздействием на них неоднородности потока во входном сечении двигателя, генерируемой при его совместной работе со сверхзвуковым входным устройством [2;3]. Условия формирования вибрационного отклика лопаток КНД неоднородностью потока на входе поясняются модернизированной диаграммой Кемпбелла (рис. 1).

Вибрационный отклик лопаток на воздействие неравномерности потока в окружающем направлении турбулентности течения на входе иллюстрируется рис. 2, 3.

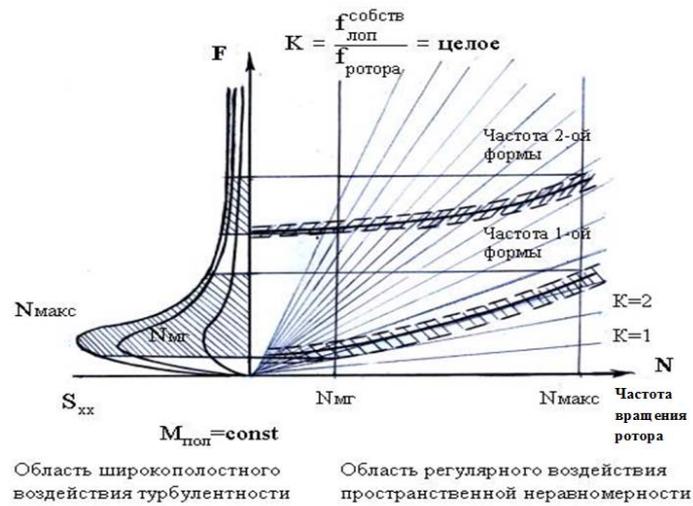


Рис. 1. Модернизированная диаграмма Кемпбелла, иллюстрирующая источники возбуждения вибрационного нагружения рабочих лопаток вентилятора ТРДДФ от неоднородности потока в компоновке сверхзвукового самолёта

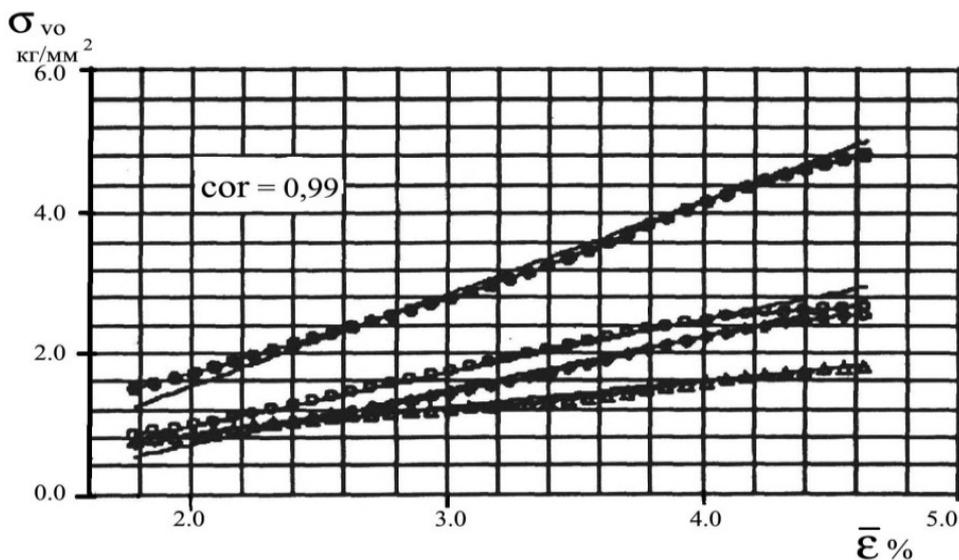


Рис. 2. Изменение интенсивности виброн напряжений в комлевой части бандажированной лопатки вентилятора ТРДДФ по параметру $\bar{\epsilon}$ при воздействии турбулентности потока на входе в двигатель:
 ● – суммарные значения; ○ – для I группы форм; ◇ – для II группы форм; Δ – для зонтичной формы

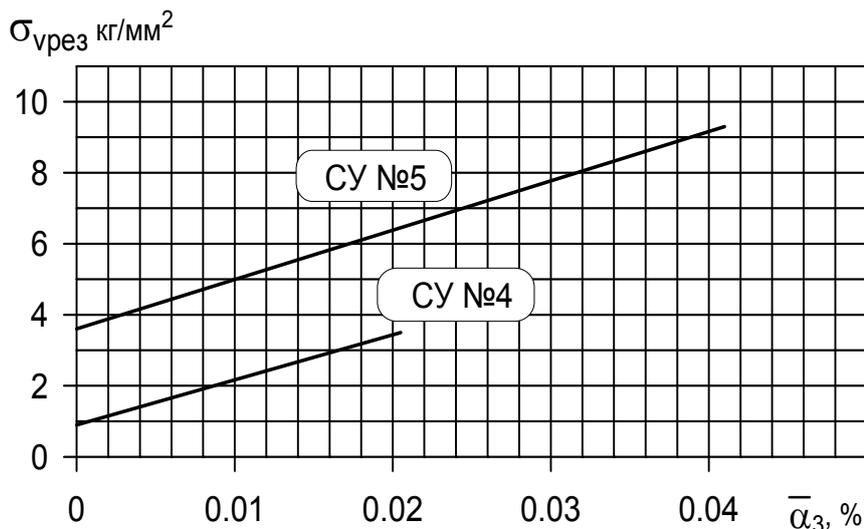


Рис. 3. Линии регрессии $\sigma_{\text{врез}}$ на $\bar{\alpha}_3$ для рабочих лопаток первой ступени КНД, полученные в условиях работы двигателя одного и того же типа в компоновке СУ №5 и СУ №4 на режиме резонанса лопаток, вызываемого третьей гармоникой возбуждения

Из рассмотрения рис. 2, 3, в частности, видна возможность снижения уровня динамического нагружения лопаток уменьшением интенсивности параметров временной и пространственной неравномерностей потока воздуха на входе. При этом отличие в протекании уровня резонансных колебаний рабочих лопаток КНД одного и того же двигателя в зависимости от величины третьей гармоники окружной неравномерности полного давления в периферийном сечении входа (рис. 3) связано с отличиями интенсивности турбулентного течения в сверхзвуковых воздухозаборниках силовых установок (СУ) № 4 и 5.

Для устранения вибрационной проблемы в лопатках КНД применимы следующие способы:

- ограничение времени режимов работы двигателя, сопровождающихся повышенной вибронегруженностью лопаток из-за резонанса или случайных колебаний, вызываемых турбулентностью;
- изменение конструкции лопаток и (или) воздухозаборника летательного аппарата (ЛА);
- изменение структуры и уровня неоднородности потока управляемым воздействием на неё.

Реализация первого способа приводит к эксплуатационным ограничениям в части ресурса и к снижению основных характеристик ГТД. Второй способ требует значительных материальных и временных затрат.

Наиболее перспективным и наименее обследованным представляется третий способ. Его можно реализовать путём активного подавления колебаний в эксплуатации, например, методом фазировки. Сущность способа, предложенного авторами [4], иллюстрируется рис. 4. Эффект подавления резонансных колебаний достигается за счёт реализации векторного взаимодействия исходного $A_{\text{исх}}$ (недопустимого) и внесённого $A_{\text{вн}}$ уровней влияющего фактора. В данном случае это дополнительно внесённая в неоднородность потока гармоника окружной неравномерности полного давления потока перед ступенью, потребный уровень которой, ввиду высокой добротности лопаток, незначительно влияет на эффективность двигателя.

Чтобы не привести к увеличению вибронгруженности при начале регулирования, первая процедура его алгоритма сводится к пробному повороту вектора $A_{вн}$. Логика последующих шагов для минимизации уровня колебаний сначала путём установления положения векторов $A_{исх}$ и $A_{вн}$ в противофазе, а затем увеличением в случае необходимости интенсивности $A_{вн}$, поясняется рис. 4, на котором показаны траектории результирующего вектора A_{Σ} вызывающей резонанс гармоники в ответ на регулируемое воздействие.

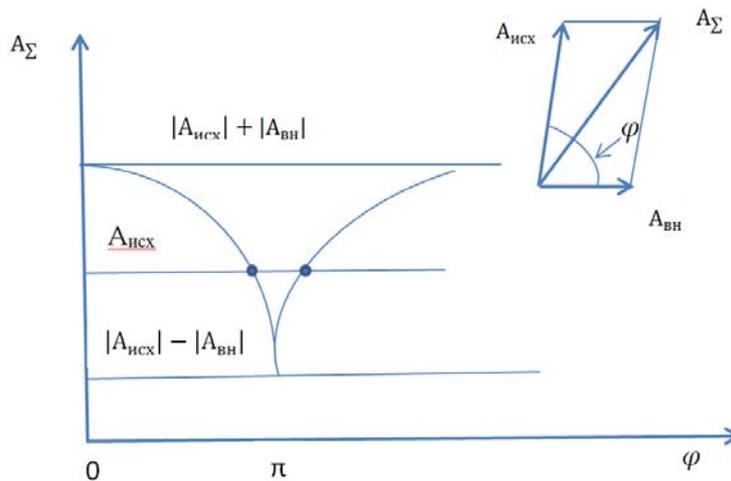


Рис. 4. Иллюстрация минимизации уровня резонансных колебаний методом фазировки

Для генерации внесённой гармоники потребуется разработка штатного поворотного интерцептора с равномерно равномерно расположенными по окружности выдвижными элементами. Их число должно соответствовать кратности проблемной гармоники. В качестве генератора внесённой гармоники может быть использовано специальное устройство для управляемой струйной подачи воздуха, размещённое перед рабочим колесом КНД. Но наиболее предпочтительным при регулировании резонансного отклика рабочих лопаток представляется использование регулируемого входного направляющего аппарата. Для этой цели в его конструкции должна быть предусмотрена возможность управляемого изменения индивидуальных углов установки лопаток в венце, позволяющая создавать требуемое (по кратности, интенсивности и фазе) гармоническое воздействие на рабочие лопатки.

Предлагаемый метод регулирования колебаний может быть реализован с использованием измерения (в качестве обратной связи) вибрационного отклика лопаток на силовое воздействие либо неравномерности потока в окружном направлении.

Для внедрения метода необходимо решение следующих задач, которые не представляются непреодолимыми при использовании современных технологий:

1. Разработка высокоресурсных измерительных средств, таких как тензорезисторы, токосъёмники, тензоусилительная аппаратура (для прямого контроля динамического нагружения рабочих лопаток при его регулировании в эксплуатации).

2. Разработка методов и устройств генерации гармонического воздействия неоднородности потока на входе в ступень на рабочие колеса КНД.

3. Осуществление многоточечных измерений параметров потока перед рабочим колесом для организации косвенного контроля нагружения лопаток по параметрам неоднородности при наличии ранее полученной зависимости от них вибрационного отклика лопаток.

В заключение рассмотренных способов решения проблем высокой виброн нагруженности лопаток КНД уместно кратко остановиться на непригодности для контроля этой нагруженности акустического отклика вибрирующих лопаток.

Дело в том, что лопатка (комплект лопаток) колеблется как единое целое, а акустическое излучение различных сечений происходит по эффекту Доплера. Так как скорость движения различных сечений лопатки относительно точки измерения разная, то лопатка при вращении в составе рабочего колеса излучает звук в широком диапазоне. Именно поэтому акустический контроль уровня и механизма акустического возбуждения колебаний лопаток практически невозможен.

Методами регулирования успешно может быть решена и проблема динамического нагружения ГТД, вызываемая вибрационным горением в основной или форсажной камере сгорания (КС) этих двигателей. Характерные признаки виброгорения – интенсивные периодические колебания статического давления в форсажной или основной КС на собственных частотах акустических форм колебаний. В эксплуатации это явление проявляется в широком диапазоне режимов полёта (по высоте H и числу M) и работы двигателя (рис. 5).

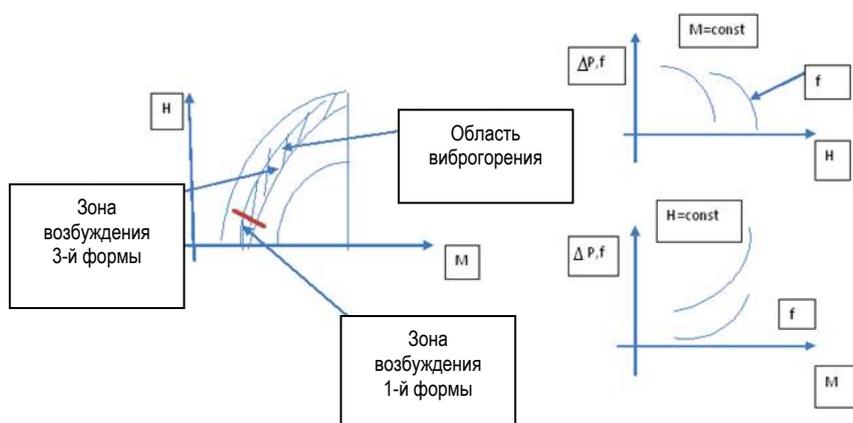


Рис. 5. Условия проявления вибрационного горения в камере сгорания ТРДФ (ТРДДФ)

Известно, что интенсивные акустические колебания при виброгорении поддерживаются системой подачи топлива в камеру сгорания. Наиболее просто устранение вибрационного горения может быть достигнуто для газового топлива. Это осуществляется обеспечением сверхзвукового течения на топливных форсунках за счёт создания соответствующего перепада давления на них. В случае жидкого топлива необходима управляемая система его дозирования с изменяемой задержкой подачи топлива в камеру по специально разработанной программе, учитывающей запаздывания в процессах воспламенения и различных фаз горения.

Достаточно очевидно, что учётом временных задержек при управлении частотой вращения можно также устранять автоколебания крутильной природы в достаточно протяжённых системах трансмиссий вертолётных ГТД (за счёт адаптивного учёта в канале управления подачи топлива в системе автоматического управления сдвига фазы между изменением крутильной деформации вала и парирующим воздействием канала управления подачи топлива).

Проблемным является и исключение ударного включения муфты свободного хода после её расстыковки в результате раскрутки винта на динамических режимах полёта вертолётa, когда частота вращения винта n_v превышает частоту вращения свободной турбины n_{cm} (рис. 6).

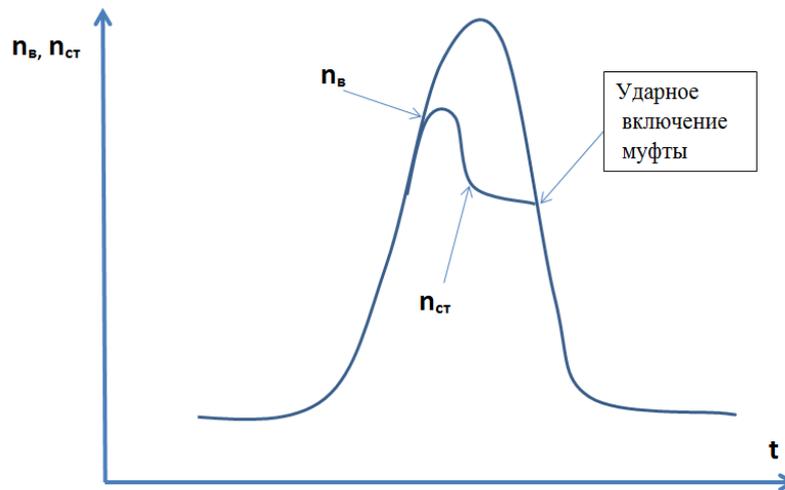


Рис. 6. Иллюстрация ударного включения обгонной муфты вертолётного ГТД при манёвре ЛА вследствие неоптимального выбора режима полётного малого газа

Указанную проблему на одном из отечественных вертолётных двигателях удалось решить введением штатного контроля частоты вращения свободной турбины, корректировкой управления режимами полёта, а также ограничением раскрутки винта за счёт повышения режима полётного малого газа.

Остановимся кратко ещё на одной проблеме, актуальность которой ограничивает освоение силовых установок перспективных ЛА. Речь идёт о повышении эффективности бортового виброконтроля двигателей перспективных ЛА в обеспечение безопасности их эксплуатации за счёт уменьшения ложных срабатываний и невыявления дефектов. Эта задача может быть успешно решена путём внедрения цифровых технологий автоматизированного контроля виброхарактеристик, индивидуально полученных для каждого экземпляра двигателя. Такой подход предложен в [5], успешно апробирован для двигателей Д30КП на самолёте Ил-76 [6] и получил дальнейшее развитие в работах ЛИИ по двигателям поколения 4+ с использованием современных технических средств, позволяющих обеспечивать контроль и прогноз в реальном времени при лётных испытаниях и эксплуатации.

Сущность метода индивидуального виброконтроля заключается в том, что вместе с предельно допустимым уровнем вибраций, назначенным для всего парка (типа) двигателей, на начальной стадии эксплуатации каждого экземпляра двигателя автоматически формируется диапазон изменения уровня и фазового угла диагностической составляющей спектра, соответствующий исправному состоянию двигателя.

Такая процедура выполняется отдельно для каждого типового режима работы двигателя. По достижении требуемой достоверности при формировании индивидуальных границ изменения вышеуказанных диагностируемых вибропараметров двигатель переводится в режим автоматического контроля их изменения относительно полученных границ. Заметим, что при этом одновременно осуществляется и традиционный контроль по уровню вибраций для типа двигателя.

Принципы формирования индивидуальных границ изменения уровня и фазового угла вибраций с частотой вращения ротора ГТД поясняются рис. 7, 8.

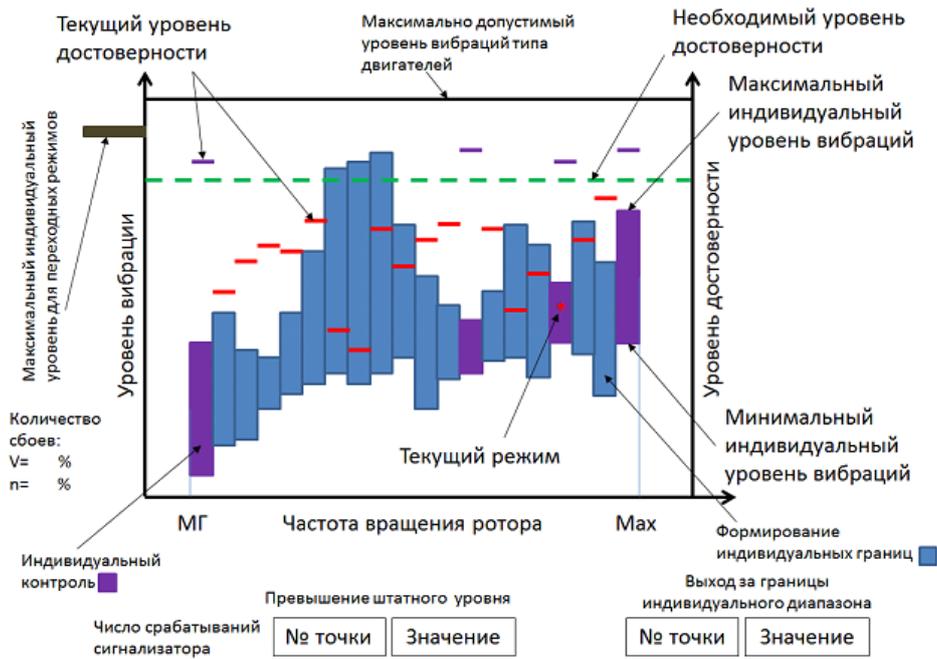


Рис. 7. Иллюстрация характера вибромодели и сопровождающей информации при организации индивидуального автоматизированного контроля уровня роторных вибраций ГТД

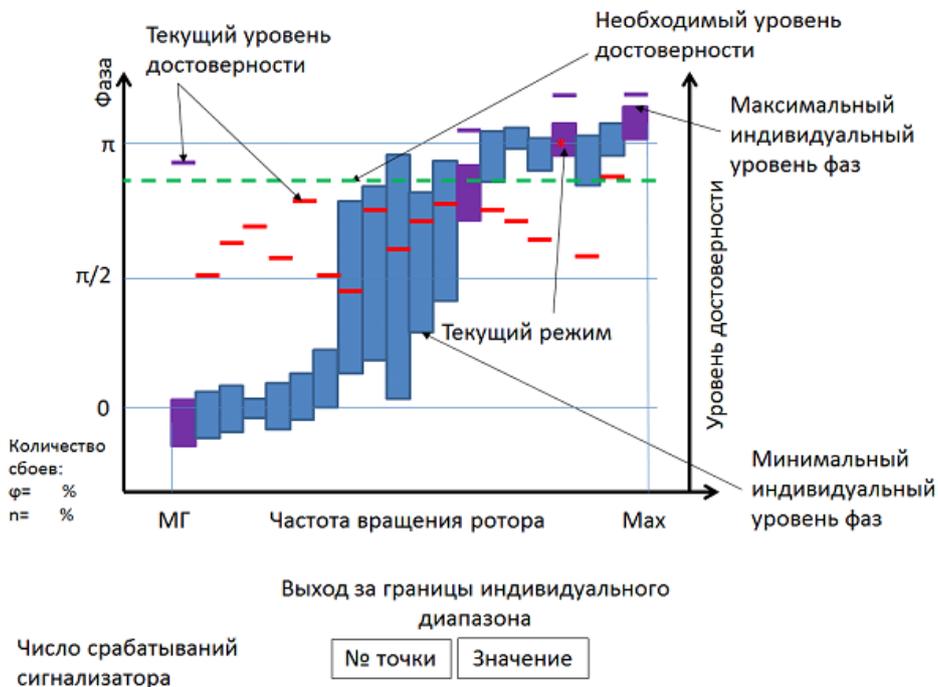


Рис. 8. Иллюстрация характера вибромодели и сопровождающей информации при организации индивидуального автоматизированного виброконтроля ГТД по изменению фазового угла роторной составляющей вибраций относительно статора

Как можно видеть из рис. 7, 8, индивидуальный контроль вибрации ГТД может осуществляться на режимах работы двигателя, для которых наработка достигла или превысила необходимый уровень достоверности (приемлемый уровень значений вероятности пропуска дефекта и ложного срабатывания). Диапазон минимальных и максимальных значений контролируемого по уровню и фазе вибропараметра для этих режимов окрашен в фиолетовый цвет. При этом для остальных режимов двигателя формирование индивидуальных допустимых границ продолжается.

Особо следует отметить, что привлечение в эксплуатационный контроль вибраций фазового угла диагностических роторных составляющих ГТД существенно повышает эффективность контроля ввиду высокой чувствительности этого параметра к отказу.

Заключение

Развитие методов активного подавления колебаний различной природы путём адаптивного снижения возбуждающих сил и создания программ (систем) управления задержками в штатных автоматических системах двигателя – перспективное направление обеспечения прочностной надёжности ГТД в эксплуатации.

Для повышения чувствительности обнаружения отказов на ранней стадии (снижения вероятности пропуска цели и ложного срабатывания) в дополнение к традиционной системе вибрационного контроля с нормативами для типа двигателя целесообразно внедрять индивидуальный контроль с автоматической самонастройкой границ контроля для каждого экземпляра двигателя.

Библиографический список

1. Коровин Б.Б. Оценка нагружения элементов конструкции ГТД в условиях полёта. В кн.: «Лётные испытания газотурбинных двигателей самолётов и вертолётов». М.: Машиностроение, 1983. С. 159-168.
2. Коровин Б.Б., Червонюк В.В. Некоторые особенности вибрационного нагружения элементов ГТД в условиях работы на сверхзвуковых самолётах // Труды ЛИИ. 1976. № 300. 36 с.
3. Коровин Б.Б. Идентификация аэроупругих явлений в лопатках турбомашин методами спектрального анализа. В кн.: «Аэроупругость турбомашин». Киев: Наукова Думка, 1980. С. 159-168.
4. Коровин Б.Б., Червонюк В.В. О возможности регулирования уровня вынужденных колебаний лопаток турбомашин с помощью управляемого воздействия на поток // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Куйбышев: КуАИ, 1983. С. 79-84.
5. Червонюк В.В. Причины виброактивности ГТД в компоновке летательного аппарата и методология лётных вибрационных испытаний и обеспечения эксплуатационного виброконтроля авиационных двигателей. Дис. ... д-ра техн. наук. Жуковский, 1991. 308 с.
6. Червонюк В.В., Акопян Э.Г. Индивидуальный контроль двигателей Д-30КП как составная часть ресурсосберегающей эксплуатации самолётов Ил-76 авиакомпании «Илавия» // Труды 5-го международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии 21 века» (17-22 августа 1999 г., Жуковский, Россия). Жуковский: ЦАГИ, 1999.

ENSURING PERMISSIBLE LEVEL OF GAS TURBINE DYNAMIC LOADING IN OPERATION BY MEANS OF STANDARD ENGINE CONTROL DEVICES

© 2019

V. V. Chervonyuk Doctor of Science (Engineering); Head Researcher;
Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky, Russian Federation;
nio3@lii.ru

B. B. Korovin Doctor of Science (Engineering); Head of Science Laboratory;
Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky, Russian Federation;
nio3@lii.ru

To solve the fatigue resistance problems of gas turbine engine elements using the existing principles of regulation based on the use of safe load factors for various loading schemes we suggest exercising controlled influence upon the loading sources in operation using a system of automatic control and standard devices for engine monitoring. The article discusses the use of this approach to minimize the dynamic loading of the LPC (low pressure compressor) blades of afterburning turbojet engines installed on supersonic aircraft, as well as to combat oscillatory combustion in combustion chambers with shock actuation of free wheel clutches and self-induced oscillation in the helicopter transmission system. Besides, it is shown that the monitoring of GTE (gas turbine engine) dynamic load should be accompanied by improving the efficiency of the on-board engine diagnostic system. It is impossible to reduce the probability of target drop-out or faulty actuation of the existing standard means and facilities of such systems down to the required level without applying an individual approach to the determination of permissible levels of adjustable diagnostic parameters.

Aircraft; gas turbine engine; dynamic load; controlled influence; standard means of control; on-board vibration monitoring; individual vibration model.

Citation: Chervonyuk V.V., Korovin B.B. Ensuring permissible level of gas turbine dynamic loading in operation by means of standard engine control devices. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 112-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-112-120

References

1. Korovin B.B. Otsenka nagruzheniya elementov konstruktсии GTD v usloviyakh poleta. *V kn.: «Letnye ispytaniya gazoturbinnnykh dvigateley samoletov i vertoletov»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. P 159-168. (In Russ.)
2. Korovin B.B., Chervonyuk V.V. Some features of GTE elements loading while working in configured of supersonic aircraft. *Trudy LII*. 1976. No. 300. 36 p. (In Russ.)
3. Korovin B.B. Identifikatsiya aerouprugikh yavleniy v lopatkakh turbomashin metodom spektral'nogo analiza. *V kn.: «Aerouprugost' turbomashin»*. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1980. P. 159-168. (In Russ.)
4. Korovin B.B., Chervonyuk V.V. O vozmozhnosti regulirovaniya urovnya vnuzhdennykh kolebaniy lopatok turbomashin s pomoshch'yu upravlyaemogo vozdeystviya na potok. *V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1983. P. 79-84. (In Russ.)
5. Chervonyuk V.V. *Prichiny vibroaktivnosti GTD v komponovke letatel'nogo apparata i metodologiya letnykh vibratsionnykh ispytaniy i obespecheniya ekspluatatsionnogo vibrokontrolya aviatsionnykh dvigateley. Diss. ... doktora tekhn. nauk* [Causes of aircraft gas turbine engine vibration activity, methodology of flight vibration tests and ensuring aviation engine vibration monitoring in flight operation]. Zhukovsky, 1991. 308 p.
6. Chervonyuk V.V., Akopyan E.G. Individual'nyy kontrol' dvigateley D-30KP kak sostavnaya chast' resursoberegayushchey ekspluatatsii samoletov Il-76 aviakompanii «Iliavia». *Trudy mezhdunarodnogo nauchno-technicheskogo simpoziuma «Aviatsyonnye tehnologii 21 veka» (August, 17-22, 1999, Zhukovsky, Russian Federation)*. Zhukovsky: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 1999.

ГАШЕНИЕ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

© 2019

М. Г. Шипов начальник сектора;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
maxim.shipov@gmail.com

Исследована эффективность магнитной системы сброса кинетического момента в решении задачи стабилизации космического аппарата «АИСТ-2Д» без использования информации об угловой скорости. Определены условия, при которых магнитный момент, создаваемый силовыми электромагнитами, является полезным управляющим механическим моментом, определены граничные условия недопущения возникновения паразитного момента. Представлено решение задачи формирования вектора кинетического момента системы «космический аппарат + силовой гироскопический комплекс» по информации о векторе геомагнитной индукции Земли. Определена зависимость времени работы алгоритма гашения угловой скорости от величины и направления проекций вектора угловой скорости космического аппарата на момент включения алгоритма. Приведено сравнение результатов, полученных в процессе математического моделирования и натурального эксперимента на космическом аппарате, процесса гашения угловых скоростей в обеспечении решения задачи определения ориентации с использованием звёздных датчиков.

Космический аппарат; система управление движением; система сброса кинетического момента; гашение угловых скоростей; магнитный момент; кинетический момент.

Цитирование: Шипов М.Г. Гашение угловых скоростей космического аппарата «АИСТ-2Д» с использованием системы сброса кинетического момента // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 121-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127

Введение

Решается задача стабилизации космического аппарата (КА) без использования измерителей угловой скорости (ИУС). Решение данной задачи актуально для низкоорбитальных космических аппаратов, использующих в качестве основного прибора ориентации звёздные датчики. Для начала их работы – получение первичной информации об ориентации – требуется, чтобы угловая скорость КА по модулю была менее величины $0,5^\circ/\text{с}$. Как правило, при возникновении нештатной ситуации, связанной с некорректной работой аппаратуры системы управления движением, угловая скорость космического аппарата может многократно превышать указанную величину.

В работе изложен алгоритм, успешно апробированный на КА «АИСТ-2Д» разработки АО «РКЦ «Прогресс».

Постановка задачи

Известно решение задачи гашения угловой скорости КА без использования информации об его угловой скорости [1; 2]. Известен алгоритм демпфирования угловой скорости КА [3], который обеспечивает гашение магнитным моментом \mathbf{L} , создаваемым силовыми электромагнитами:

$$\mathbf{L} = k \frac{d\mathbf{B}}{dt}, \quad (1)$$

где k – постоянный коэффициент; \mathbf{B} – измеренный в связанных осях КА вектор геомагнитной индукции магнитного поля Земли (МПЗ).

По информации об изменении проекций вектора геомагнитной индукции на оси связанной с КА системы координат (ССК) формируется магнитный момент \mathbf{L} , который, взаимодействуя с МПЗ, создаёт механический момент, обеспечивающий вращение КА в обратном направлении.

В составе системы управления движением КА, снабжённой, как правило, силовым гироскопическим комплексом (СГК), присутствует магнитная системы сброса кинетического момента (МССКМ). Принцип её работы основан на формировании магнитного момента \mathbf{L} , взаимодействие которого с МПЗ создаёт внешний управляющий механический момент:

$$\mathbf{M} = \mathbf{L} \times \mathbf{B}. \quad (2)$$

В соответствии с (2) вектор механического момента всегда лежит в плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции. В системе сброса кинетического момента \mathbf{K} , накопленного СГК, момент, развиваемый силовыми электромагнитами, формируется в соответствии с релейным законом формирования координатной составляющей магнитного момента L_i с гистерезисом d_0 :

$$\mathbf{K} = \mathbf{H}_{СГК} + \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}; \quad (3)$$

$$\mathbf{d} = \frac{\mathbf{K} \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{K} \times \mathbf{B}\|}; \quad (4)$$

$$L_i = \begin{cases} L_n & \text{при } d_i > d_0, \\ 0 & \text{при } -d_0 \leq d_i \leq d_0, \\ -L_n & \text{при } d_i < -d_0. \end{cases} \quad i = x, y, z, \quad (5)$$

Здесь $\mathbf{H}_{СГК}$ – кинетический момент СГК; \mathbf{J} – матрица размерности 3×3 , характеризующая моменты инерции КА относительно связанных с центром масс осей; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА в проекциях на его связанные оси; \mathbf{d} – единичный вектор, направленный по оси, ортогональной плоскости векторов \mathbf{K} и \mathbf{B} (по этому вектору направляется момент, развиваемый силовыми электромагнитами); L_n – номинальный магнитный момент силового электромагнита, одинаковый для каждой координатной оси.

В силу произвольной в общем случае величины угла между векторами \mathbf{K} и \mathbf{B} из (3)-(5) следует, что формируемый в соответствии с (2) механический момент имеет две составляющие: полезную, коллинеарную вектору кинетического момента \mathbf{K} , и паразитную, ортогональную вектору \mathbf{K} . При работе штатного алгоритма непосредственно компенсируется коллинеарная составляющая. Возможность компенсации ортогональной составляющей возникает за счёт поступательного движения КА по орбите, при этом вектор геомагнитной индукции \mathbf{B} изменяется как касательная к поверхности геопотенциала магнитного поля Земли. Отсюда следует важный вывод о том, что как бы ни был расположен вектор \mathbf{K} по отношению к вектору \mathbf{B} , в любом случае он будет обнулён именно из-за вращения вектора \mathbf{B} в пространстве с двойной орбитальной частотой.

Оценка величин полезного и паразитного моментов и описание принципов работы МССКМ приведены в [4].

МССКМ реализована таким образом, что в качестве входного параметра используется кинетический момента системы «КА+СГК» (\mathbf{K}), модуль которого в процессе ра-

боты МССКМ стремится к нулевому значению, приводя систему «КА+СГК» в начало координат по угловым скоростям.

В постановке рассматриваемой задачи стабилизации КА без использования датчиков угловой скорости кинетический момент СГК равен нулю (СГК выключен) и отсутствует информация об угловой скорости КА, что не позволяет рассчитать вектор кинетического момента в соответствии с (3) и, следовательно, привести систему в начало координат по угловым скоростям.

В работе решается задача формирования вектора \mathbf{K} для МССКМ по информации о векторе геомагнитной индукции с учётом ранее сделанного вывода о возможности решения задачи при произвольном направлении в пространстве вектора \mathbf{K} .

Используя выражение (1) и релейный закон (5), сформируем исходные данные для расчёта вектора \mathbf{K} следующим образом:

$$\mathbf{A}_n = \frac{\mathbf{B}_n - \mathbf{B}_{n-1}}{\Delta T}, \quad (6)$$

$$\mathbf{c}_n = \frac{\mathbf{B}_n \times \mathbf{A}_n}{\|\mathbf{B}_n \times \mathbf{A}_n\|}, \quad (7)$$

где ΔT – интервал времени между измерениями \mathbf{B}_n и \mathbf{B}_{n-1} .

Выражение (7) определяет единичный вектор, по которому направим якобы имеющий место кинетический момент \mathbf{K} :

$$\mathbf{K} = k_0 \cdot \mathbf{c}_n, \quad (8)$$

где k_0 – максимальная величина кинетического момента, которая может быть выдана в МССКМ по каждому каналу.

Результаты математического моделирования и натурного эксперимента

Моделируемый космический аппарат обладает следующими динамическими характеристиками.

Моменты инерции:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} 37337 & -113 & 14 \\ -113 & 10113 & -157 \\ 14 & -157 & 41283 \end{pmatrix}.$$

Характеристики МССКМ:

- номинальный магнитный момент силового электромагнита – $1000 \text{ A} \cdot \text{м}^2$;
- максимальная величина выдаваемого кинетического момента – $300 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$.

В работе представлены результаты моделирования для случая, когда $\boldsymbol{\omega} = \{2.8, 0.9 - 1.5\}^\circ/\text{с}$. Существенным является наличие большой скорости в канале \mathbf{z} (более $1^\circ/\text{с}$), поскольку по результатам моделирования различных значений угловой скорости максимальная длительность процесса гашения угловой скорости наблюдается в канале \mathbf{z} , что объясняется наибольшим значением момента инерции относительно этой оси.

Результаты работы алгоритма приведены на рис. 1 – 6.

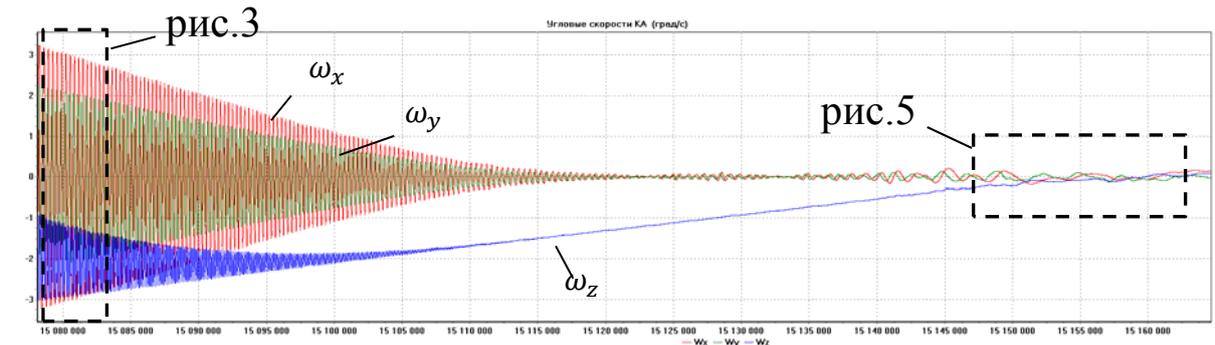


Рис. 1. График вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

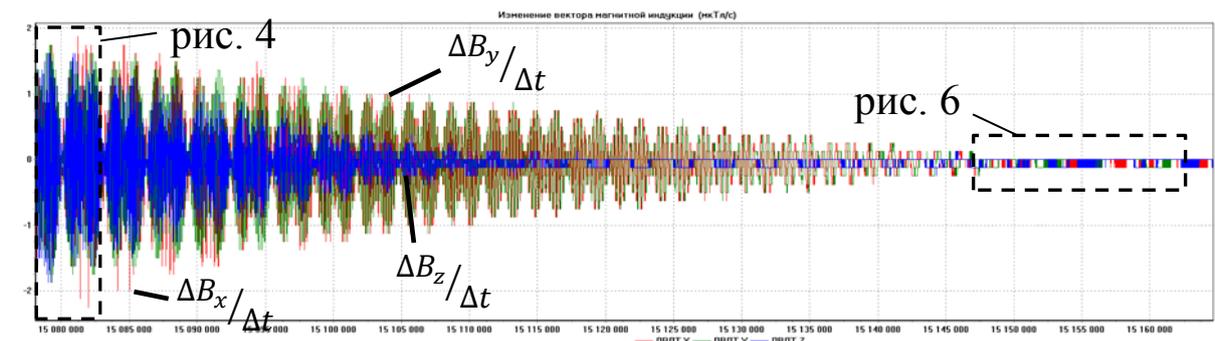


Рис. 2. График производной по времени вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК

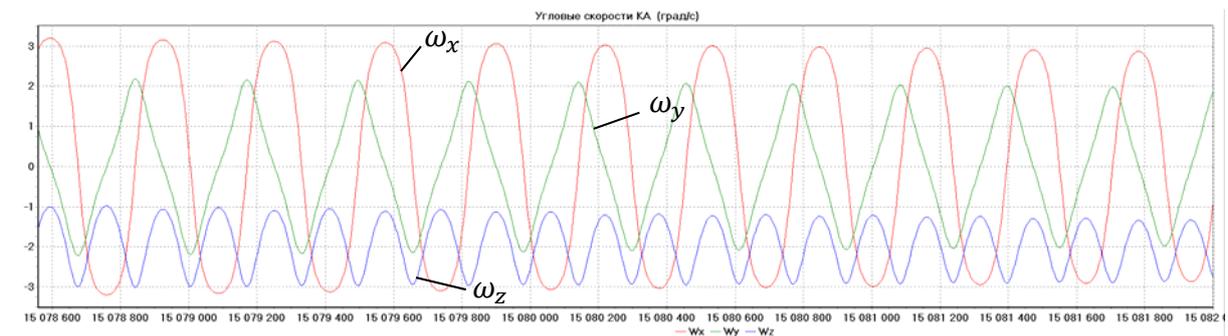


Рис. 3. График вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

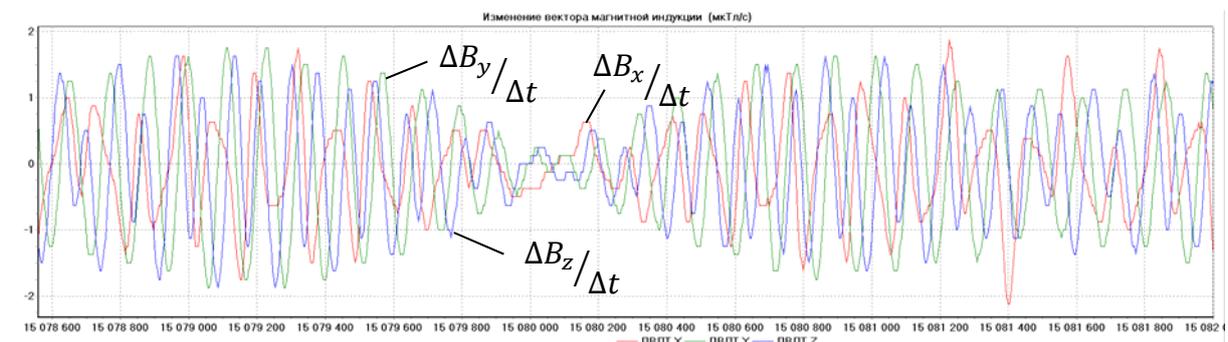


Рис. 4. График производной по времени вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК

Как видно из рис. 3, 4, однозначной зависимости изменения величины геомагнитной индукции от значения угловой скорости нет. Однако на длительном интервале времени (рис. 1, 2) прослеживается закономерность в последовательном уменьшении модуля вектора угловой скорости и соответствующего уменьшения модуля вектора изменения магнитной индукции.

При достижении модуля угловой скорости величины менее $0,25^\circ/\text{с}$ изменение вектора геомагнитной индукции имеет стабильный характер, не изменяющийся с дальнейшим уменьшением угловой скорости (рис. 5, 6).

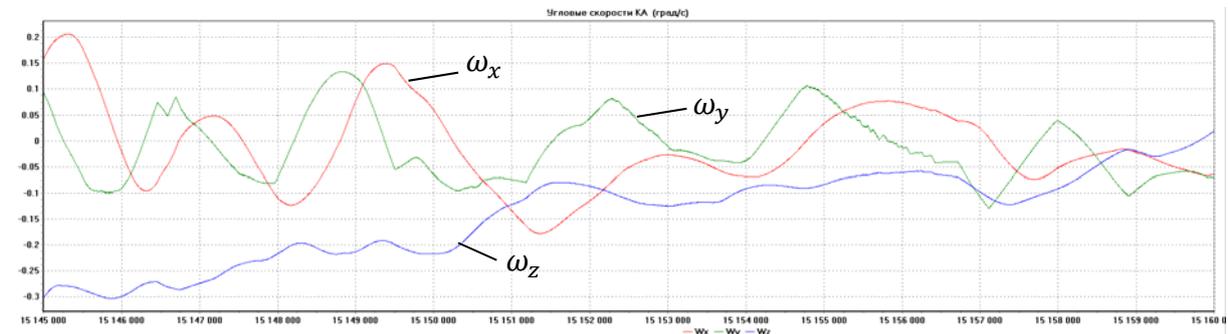


Рис. 5. График вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

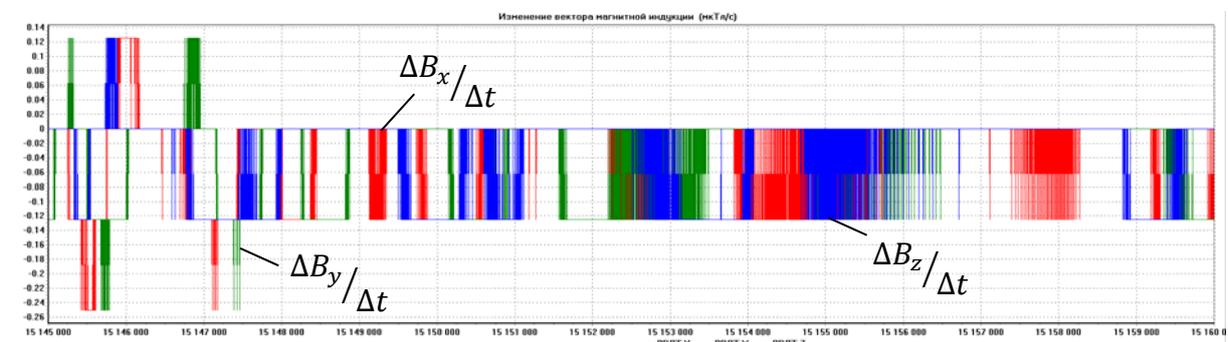


Рис. 6. График производной по времени вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК

На основе полученных данных определены граничные значения изменения вектора геомагнитной индукции, при которых можно констатировать завершение участка гашения угловой скорости. При значении модуля угловой скорости КА, равного по величине $0,2^\circ/\text{с}$, проекции изменения вектора геомагнитной индукции на одном шаге колеблются в диапазоне от минус $0,125$ до 0 мкТл/с.

В процессе проведения натурного эксперимента в составе телеметрической информации с дискретностью один раз в 10 минут выводились значения проекций приращения вектора геомагнитной индукции. На рис. 7 представлены графики изменения вектора геомагнитной индукции на шаге расчёта, равном 4 с.

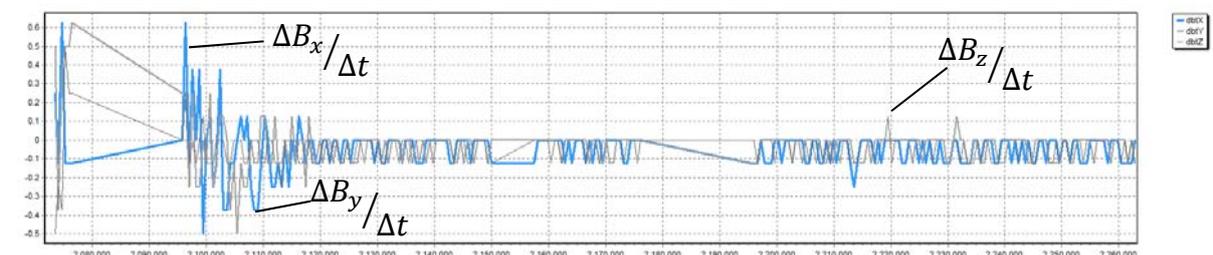


Рис. 7. График вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК, полученный при работе алгоритма в условиях натурного эксперимента

Сравнивая графики, представленные на рис. 6, 7, можно сделать вывод о достаточно близких результатах, полученных в процессе моделирования и при проведении натурного эксперимента на КА. Из рис. 7 видно, что завершение гашения угловой скорости происходит на момент времени 2120000 с. После анализа полученных данных было выполнено включение звёздных датчиков. С их помощью была получена инфор-

мация о погрешностях ориентации и стабилизации КА. Подтверждено, что модуль угловой скорости КА не превосходит величины $0,2^\circ/\text{с}$.

Заключение

Предложен алгоритм, реализующий гашение угловой скорости космического аппарата при неизвестных значениях проекций угловой скорости. Алгоритм промоделирован и апробирован на космическом аппарате «АИСТ-2Д» разработки АО «РКЦ «Прогресс». Решена задача гашения угловой скорости космического аппарата для определения ориентации с использованием звёздных датчиков.

Библиографический список

1. Севастьянов Н.Н. Построение режимов ориентации без датчиков угловой скорости на СС «Ямал-200» // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 3 (23). С. 104-110.
2. Иванов Д.С., Ивлев Н.А., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С. Лётные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибиc-М» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2012. № 58. 32 с. <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58>
3. Stickler A.C., Alfriend K.T. Elementary magnetic attitude control system // Journal of Spacecraft and Rockets. 1976. V. 13, Iss. 5. P. 282-287. DOI: 10.2514/3.57089
4. Бычков Ю.П., Ковш Ю.В., Петрякова И.А., Сигал Л.Н. Электромагнитные системы сброса кинетического момента // Тезисы докладов третьей Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» (10-13 сентября 2012 г., Таруса, Россия). М.: ИКИ РАН, 2012. С. 19.

REDUCTION OF ANGULAR VELOCITIES OF AIST-2D SPACECRAFT USING A SYSTEM OF KINETIC MOMENT DUMPING

© 2019

M. G. Shipov Head of Department;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
maxim.shipov@gmail.com

The efficiency of a magnetic system of kinetic moment dumping in solving the problem of stabilizing Aist-2D spacecraft without using information on angular velocity is investigated. We defined the conditions under which the magnetic moment produced by electromagnets constitutes a useful control mechanical moment. Boundary conditions for preventing emergence of the parasitic moment are also defined. The paper presents the solution of the problem of forming the vector of the kinetic moment of the system “spacecraft + control moment gyro” according to the information on the vector of geomagnetic induction of the Earth. We defined the dependence of the time taken by the algorithm of angular speed reduction on the value and direction of the projections of the vector of spacecraft angular speeds at the time of algorithm actuation. The results obtained in the course of mathematical modeling and natural experiment on the spacecraft, the process of dumping angular speeds in providing the solution of the problem of attitude determination with the use of star sensors are compared.

Spacecraft; traffic control system; kinetic moment dumping system; dumping of angular velocities; magnetic moment; kinetic moment.

Citation: Shipov M.G. Reduction of angular velocities of AIST-2D spacecraft using a system of kinetic moment dumping. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 121-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127

References

1. Sevast'yanov N.N. Building of orientation modes on Yamal-200 communication satellite without angular speed sensors. *Vestnik Tomskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Matematika i Mekhanika*. 2013. No. 3 (23). P. 104-110. (In Russ.)
2. Ivanov D.S., Ivlev N.A., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S., Tkachev S.S. «Chibis-M» microsatellite attitude control algorithms flight testing. *Keldysh Institute Preprints*. 2012. No. 58. 32 p.
Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58>. (In Russ.)
3. Stickler A.C., Alfriend K.T. Elementary magnetic attitude control system. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1976. V. 13, Iss. 5. P. 282-287. DOI: 10.2514/3.57089
4. Bychkov Yu.P., Kovsh Yu.V., Petryakova I.A., Sigal L.N. Elektromagnitnye sistemy sbrosa kineticheskogo momenta. *Tezisy докладов tret'ey Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Sovremennye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov» (10-13 sentyabrya 2012 g., Tarusa, Rossiya)*. Moscow: IKI RAN Publ., 2012. P. 19. (In Russ.)

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ СБОРКИ ИЗДЕЛИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЕТАЛЕЙ

© 2019

- Ю. С. Елисеев** доктор технических наук, профессор, заведующей кафедрой производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
metallist@metallist-s.ru
- М. А. Болотов** кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
maikl.bol@gmail.com
- В. А. Печенин** кандидат технических наук, ассистент кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
vadim.pechenin2011@yandex.ru
- И. А. Грачев** аспирант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
grachmalek2602@gmail.com
- Е. В. Кудашов** магистрант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
KEV-fantom@yandex.ru

Разработана методика для расчёта параметров сборки деталей, основанная на создании действительных моделей их поверхностей. Для построения действительных моделей разработаны специальная методика анализа измеренных поверхностей и программное приложение. Анализ измерений включает в себя сглаживание выпадающих значений, упорядочивание сетки точек на поверхностях и дополнительное математическое базирование. Моделирование процесса сборки осуществляется в САЕ-пакете ANSYS. Приведены результаты расчётов для сборки двух деталей, соединяемых по плоским поверхностям с помощью болтового соединения. Проведён анализ полученных результатов, который показал возможность использования разработанной методики для прогнозирования параметров сборочных единиц газотурбинных двигателей. Определено направление дальнейших исследований, связанных с исследованием взаимосвязей между сборочными параметрами и влияющими факторами.

Сборочный параметр; прогнозирование; действительная модель; сопряжение; плоская и цилиндрическая поверхности; погрешность; САЕ-система.

Цитирование: Елисеев Ю.С., Болотов М.А., Печенин В.А., Грачев И.А., Кудашов Е.В. Прогнозирование погрешностей сборки изделий с использованием действительных моделей деталей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 128-137.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-128-137

Введение

Важнейшим показателем качества машиностроительных изделий является геометрическая точность машин, оказывающая существенное влияние на их эксплуатационные показатели. Повышение геометрической точности изделий и снижение их стоимости производства может быть достигнуто за счёт разработки, а также внедрения цифровых технологий в процессы проектирования и производства изделий. Перспек-

тивным подходом для улучшения процессов проектирования и производства высокотехнологичных изделий является разработка цифровых двойников объектов, которые являются цифровыми аналогами реальных объектов. Цифровые двойники объектов включают в себя комплекс математических моделей для решения различных задач. В контексте решения проблем достижения точности изделий важнейшей функцией цифровых двойников является прогнозирование и обеспечение геометрической точности размерных связей. Высокотехнологичные изделия включают в себя множество деталей, между которыми формируются размерные связи. Современные тенденции в разработке цифровых моделей заключаются в индивидуальном учёте особенностей объектов [1]. Существующий теоретический задел по прогнозированию точности сборочных и технологических размерных связей не отвечает всем требованиям, позволяющим выполнять разработку цифровых двойников изделий при учёте индивидуальных особенностей.

Таким образом, актуальной задачей является разработка математических моделей, позволяющих решать задачи размерно-точностного анализа и синтеза при учёте индивидуальных особенностей изделий. Индивидуальные особенности объектов проявляются в их геометрических отклонениях. Для достоверного прогнозирования геометрической точности необходимо учитывать сложный характер отклонений формы и расположения сопрягаемых поверхностей деталей. Следует отметить, что реальные поверхности деталей характеризуются сложной геометрией, которая может быть описана в параметрической или сплайновой формах. При учёте влияния реальной геометрии поверхностей математические модели позволяют учитывать характер сопряжений поверхностей и существенно повысить достоверность прогнозирования размерных параметров изделий [2].

В работе рассматривается создание методики, позволяющей на основании использования результатов контрольных измерений геометрии отдельных деталей проводить достоверное прогнозирование геометрических параметров их сборки.

Методика прогнозирования погрешностей сборочных параметров

На рис. 1 представлена блок-схема этапов методики прогнозирования сборочных параметров.

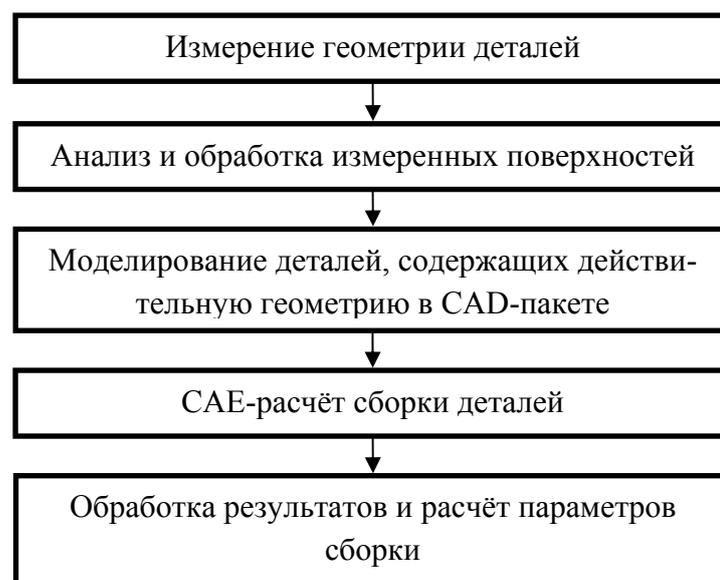


Рис. 1. Методика прогнозирования погрешностей сборочных параметров

Опишем этапы методики на примере сборки двух деталей – специально изготовленных имитаторов деталей «диск» и «проставка», собираемых при помощи болтовых соединений по торцевым поверхностям A и D (рис. 2).

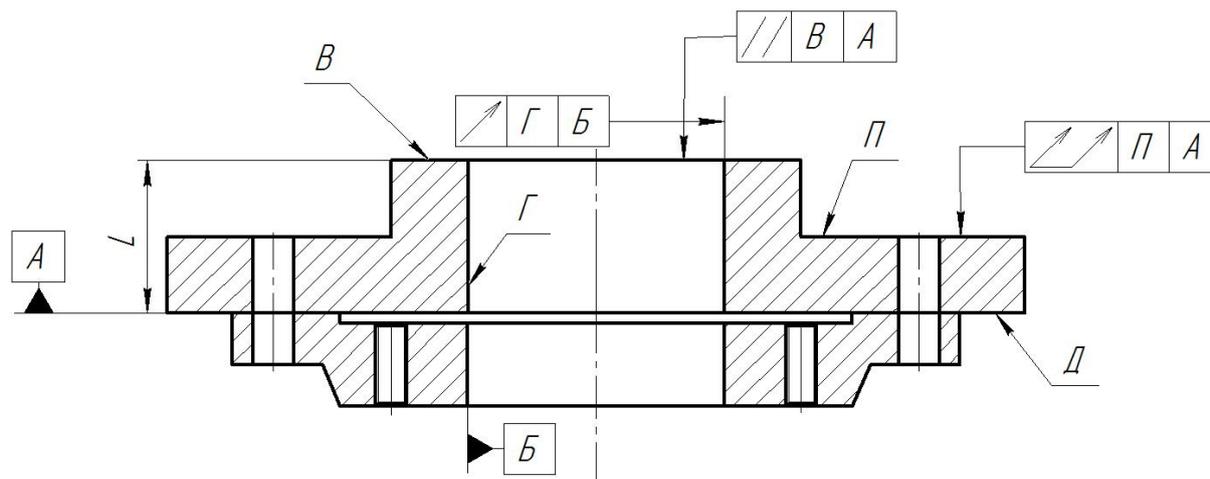


Рис. 2. Эскиз сборки двух деталей

Для рассматриваемой сборки ставится задача прогнозирования следующих параметров: параллельности $\delta_{\text{пар}}$ торца B относительно торца A ; расстояния L между торцами B и A ; радиального биения $\delta_{\text{рад.биен}}$ отверстия Γ относительно B ; торцевого биения $\delta_{\text{торц.биен}}$ торца Π относительно A .

Измерение геометрии деталей. Поверхности деталей измерялись на координатно-измерительной машине (КИМ) ZEISS MMZ G 20/30/20 с использованием сканирующего датчика VAST gold.

В процессе измерения было получено следующее количество измеряемых точек: на сопрягаемых плоскостях 160-200 точек; на торце Π 74 точки; на остальных контролируемых поверхностях и центральном отверстии диска по 8–20 точек. В экспериментах измерение граней A , B , Γ , D и Π (рис. 2) производилось по сечениям. В случае цилиндрических поверхностей сечения представляют собой линии пересечения поверхности и плоскостей, перпендикулярных оси вращения. Для торцевых поверхностей сечения представляют собой линии пересечения поверхности и цилиндрических поверхностей, ось и центр которых совпадают с нормальным вектором плоскости. Таким образом, сечения представляют собой окружности. Координаты измеренных точек сохранялись в файлы *.txt для дальнейшего анализа.

Анализ и обработка измеренных поверхностей. Для проведения обработки измеренных данных координаты измеренных точек поверхностей загружались в программный пакет MATLAB. Обработка координат точек включает сглаживание выпадающих значений в измерениях и упорядочивание сетки точек на поверхностях, имеющих достаточно высокие отклонения формы. После внесения корректировок проводится математическое базирование. Рассмотрим подробнее эти три подзадачи анализа.

Координаты после измерения могут иметь «выпадающие» значения по причине наличия загрязнений на поверхности, неправильного срабатывания датчика и др. На аттестованном измерительном приборе такие значения встречаются редко. Например, при измерении 160 точек может набраться десять таких значений, величина которых может составить в среднем от 5 до 30 мкм и выше. Кроме того, присутствует случайная погрешность измерения, которая составляет незначительную величину до 2-3 мкм и

может быть отфильтрована. Для фильтрации таких значений на цилиндрических и плоских поверхностях сначала необходимо вписать в массив измеренных точек заменяющие элементы (соответственно «цилиндр» и «плоскость») по методу наименьших квадратов (МНК).

Для анализа возникающих отклонений формы отверстий и валов на первом этапе ось заменяющего элемента координаты грани детали выравнивается по направлению оси Z . На следующем этапе производится перевод координат точек (в плоскости сечения) в полярную систему координат. В случае цилиндрических граней центр системы координат переводится в центр вписанной окружности соответствующего сечения. Третьим этапом является фильтрация случайных компонентов отклонения и «выпадающих» величин. Для фильтрации использовался метод скользящей средней. Величины после фильтраций численно равны среднему арифметическому значений исходной функции за установленный период, которое вычисляется по формуле [3]:

$$SMA_t = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^{n-1} p_{t-i},$$

где SMA_t – значение скользящего среднего в точке t ; n – количество значений исходной функции для расчёта скользящего среднего (сглаживающий интервал); p_{t-i} – значение исходной функции в точке $t-i$.

В случае цилиндрических граней операция фильтрации проводится для величин полярных радиусов B и G , а в случае торцевых граней A , D и H производится фильтрация координат точек вдоль оси Z . В случае грани B точки с выпадающими значениями удалялись из расчётов.

Вторая подзадача вытекает из необходимости сплайнового описания поверхностей. Кривые и поверхности сложной формы в CAD-системах и метрологическом обеспечении измерительного оборудования описываются сплайновыми уравнениями и представляются в порционном виде, т.е. похожем на лоскутное одеяло. Для описания поверхностей деталей, имеющих геометрические отклонения формы, использовались поверхности, образованные из бикубических порций (порции Кунса [4]). Описываемая поверхность представляет собой сегмент, соответствующий значениям параметров $0 \leq u \leq 1$, $0 \leq v \leq 1$. Порция Кунса образуется в результате сопряжения граничных сплайновых кривых и определяется выражением:

$$P(u, v) = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^3 a_{ij} u^i v^j, \quad (1)$$

где $P(u, v)$ – точка бикубической поверхности; a_{ij} – алгебраические векторные коэффициенты с компонентами x, y, z .

При сканировании точек в сечениях их количество в сечениях неодинаково. Кроме того, могут присутствовать области, где измерения произвести не удалось (места для закрепления или места, куда невозможно подвести измерительный наконечник). Для грани B (рис. 2) имитатора проставки этот факт не является критичным для дальнейших вычислений, так как отклонение формы носит малый характер, а для расчёта параметров $\delta_{нар}$ и L используются заменяющие элементы. Для остальных рассматриваемых граней требуется передать информацию об отклонениях в каждой точке. Поэтому было проведено создание сечений с одинаковым количеством точек для каждой грани с использованием имеющихся измеренных данных, прошедших предваритель-

ную фильтрацию. Для решения второй подзадачи анализа была использована кусочно-полиномиальная интерполяция (и при необходимости – экстраполяция) кубическими сплайнами значений координат вдоль оси Z сечений для торцевых граней и величин радиус-векторов для цилиндрических граней. Подход сплайн-экстраполяции на примере кривых в плоскости описан в [5]. Производится обратный перевод точек граней, прошедших фильтрацию, упорядочивание из полярной в декартову систему координат и возврат центра в исходное положение.

После проведения фильтрации требуется корректировка системы координат ввиду того, что выпадающие значения точек на базовых поверхностях деталей искажали вычисляемые параметры заменяющих элементов и вносили погрешности в вычисляемый центр системы координат и направление базовых осей. Ввиду этого в точки базовых элементов (A и B для имитатора диска, B и Γ для имитатора проставки) по методу МНК вписывались заменяющие элементы и производилось выравнивание всех измеренных точек деталей.

После проведения обработки данных координаты сохраняются в формат *.xlsx в структуре, приведённой в табл. 1.

В табл. 1 буква T обозначает «Точка», первая цифра после буквы T обозначает порядковый номер продольной кривой (направление u сплайновой поверхности из (1)), вторая цифра – порядковый номер поперечной кривой поверхности (направление v). Буквы X , Y и Z в скобках обозначают тип координаты точки.

Таблица 1. Структура файла с координатами точек для построения торцевой поверхности

$T_{11}(X)$	$T_{11}(Y)$	$T_{11}(Z)$	$T_{12}(X)$	$T_{12}(Y)$	$T_{12}(Z)$...	$T_{1M}(X)$	$T_{1M}(Y)$	$T_{1M}(Z)$
$T_{21}(X)$	$T_{21}(Y)$	$T_{21}(Z)$	$T_{22}(X)$	$T_{22}(Y)$	$T_{22}(Z)$...	$T_{2M}(X)$	$T_{2M}(Y)$	$T_{2M}(Z)$
...	
$T_{N1}(X)$	$T_{N1}(Y)$	$T_{N1}(Z)$	$T_{N2}(X)$	$T_{N2}(Y)$	$T_{N2}(Z)$...	$T_{NM}(X)$	$T_{NM}(Y)$	$T_{NM}(Z)$

Формат файла точек *.xlsx для загрузки и создания поверхности B имитатора проставки содержит таблицу, в каждой строке которой записаны координаты соответствующей точки.

Моделирование деталей, содержащих действительную геометрию в CAD-пакете. Для автоматизации процесса моделирования действительных поверхностей деталей был разработан программный продукт в модуле NX/Open API на языке программирования Visual Basic, работающий как полностью интегрированная «внутренняя» функция NX с расширением *.dll.

С использованием разработанного приложения и подготовленных на этапе анализа данных, сохранённых в файлах Excel, производится создание моделей деталей с действительными поверхностями по методике, включающей в себя три этапа.

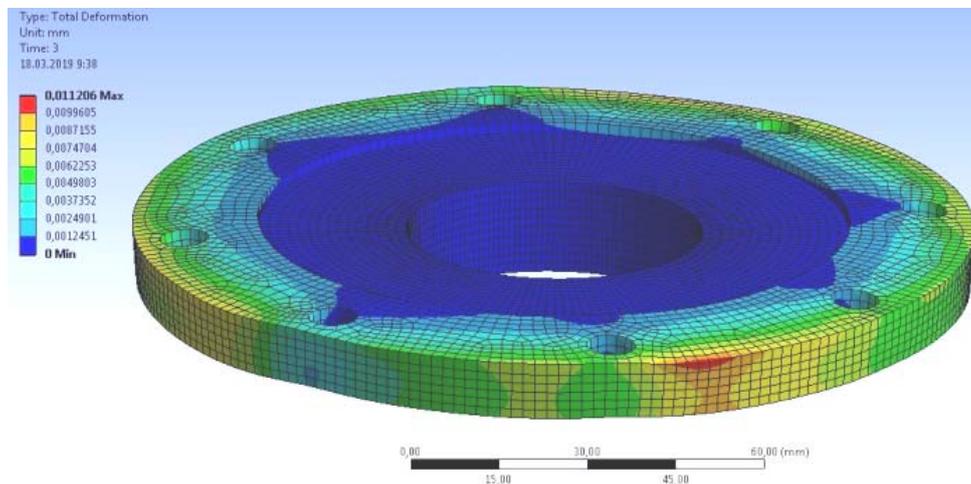
На первом этапе выполнялось построение номинальных моделей собираемых деталей. На втором этапе выполнялось автоматизированное построение действительных поверхностей по конечному множеству измеренных точек. На третьем этапе осуществлялось перестроение номинальных моделей путём добавления к ним действительных (модельных) поверхностей таким образом, чтобы они ограничивали контур детали и образовывали единое замкнутое тело. Детали из CAD-пакета NX сохраняются в формат *.x_t и производится импорт их геометрии в CAE-систему.

CAE-расчёт сборки деталей. В общем виде контакт сопрягаемых соответственно пар плоских поверхностей происходит по конечному множеству точек. Такие задачи являются контактными. Известны аналитические решения контактных задач поверхностей, не имеющих отклонения формы. В общем случае, для моделирования контактных задач поверхностей, имеющих отклонения формы, используется метод конечных эле-

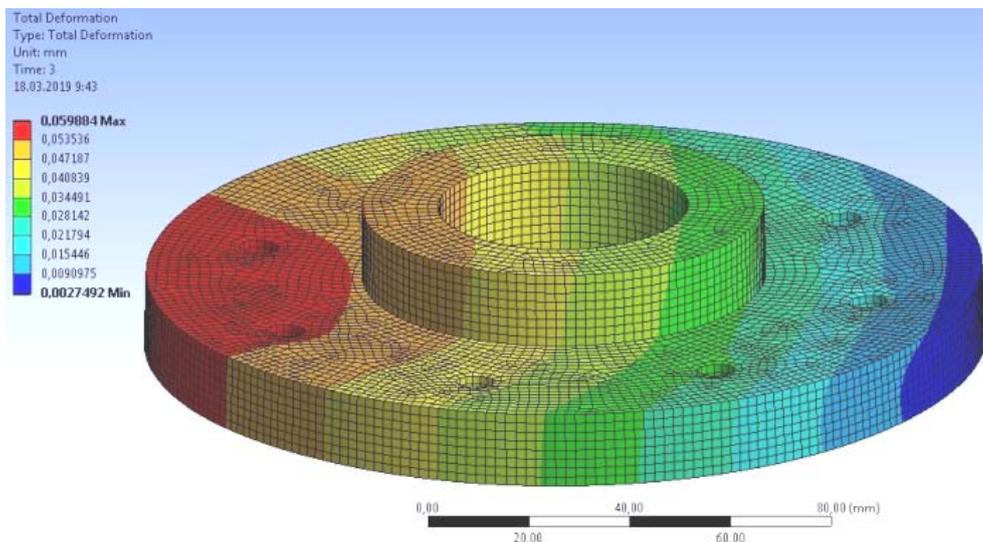
ментов. Для моделирования сборки цифровых двойников был использован САЕ-пакет ANSYS и применена методика, включающая следующие этапы:

1. Разбивка геометрии цифрового двойника на простейшие элементы для создания качественной гексагональной сетки на поверхностях деталей.
2. Задание контактных пар поверхностей.
3. Задание ограничений на смещение деталей.
4. Задание внешних силовых факторов.
5. Задание модели материала.
6. Выполнение расчёта, сохранение результатов.

В решаемой задаче задавалась высокая плотность разбиения сетки на контактирующих торцах имитаторов. Задавались параметры задач контакта у соединений «плоскость-плоскость», а также соответствующих контактирующих пар поверхностей болтовых соединений. Заданы условия ограничения шести степеней свободы у детали «имитатор проставка». В качестве силового фактора задавались условия затягивания болтовых соединений. Полученные в результате расчётов напряжённо-деформированные состояния в точках собранных деталей представлены на рис. 3.



a



б

Рис. 3. Напряжённо-деформированные состояния: *a* – диск; *б* – проставка

Результирующая модель сборки двух деталей сохраняется в файл формата *.stl. На последующем этапе выполняется обработка экспортированных файлов, в ходе которой вычисляются величины сборочных параметров.

Обработка результатов и расчёт параметров сборки. Файл формата *.stl содержит следующие данные: 1) $V_{g \times 3}$ матрица координат вершин сетки stl-модели; 2) $F_{m \times 3}$ матрица сочетаний вершин по три, образующих фасеты поверхностей; 3) $N_{m \times 3}$ матрица координат нормалей фасет. Для расчёта сборочных параметров необходимо выделить точки, принадлежащие отдельным граням тел. Был использован алгоритм поиска и уточнения фасет одной грани детали [6], реализованный в MATLAB. С использованием параметров заменяющих элементов «цилиндр» и «плоскость» для соответствующих поверхностей производится расчёт рассматриваемых параметров отклонения расположения, регламентируемых ГОСТ Р 53442-2009 [7].

Результаты

В результате измерения поверхностей деталей (рис. 2) было выявлено, что отклонение формы поверхностей *Б*, *В*, *Г* менее 5 мкм, поверхность *А* имеет отклонение 12 мкм, поверхность *П* – 25 мкм и поверхность *Д* – 31 мкм. Сходимость результатов моделирования с действительными параметрами $\delta_{нар}$, L , $\delta_{рад.биен}$, $\delta_{торц.биен}$, полученными в ходе сборки, оценивалась посредством вычисления абсолютных отклонений:

$$\Delta_a = P_m - P_{изм} \quad (2)$$

и относительных отклонений:

$$\Delta_{отн} = \frac{\Delta_a}{P_{изм}} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где P_m – параметр, полученный в результате моделирования; $P_{изм}$ – измеренный параметр на координатно-измерительной машине.

В табл. 2 приведены измеренные в ходе экспериментов и полученные при моделировании параметры сборки. Всего было проведено шесть сборок, отличающихся разным угловым положением проставки относительно диска. Усилия затяжки болтов при сборке составили 10 Н.

Таблица 2. Параметры сборки, полученные при моделировании и измерении (1 – измерение, 2 – моделирование)

Угол, град	$\delta_{нар}$, мм		L , мм		$\delta_{рад.биен}$, мм		$\delta_{торц.биен}$, мм	
	1	2	1	2	1	2	1	2
359,78	0,029	0,026	30,033	30,057	0,331	0,290	0,069	0,070
314,89	0,025	0,026	30,032	30,056	0,221	0,196	0,063	0,070
269,88	0,023	0,027	30,032	30,056	0,230	0,205	0,058	0,071
224,83	0,027	0,027	30,035	30,057	0,201	0,227	0,063	0,069
179,84	0,027	0,027	30,032	30,057	0,432	0,465	0,071	0,070
89,84	0,029	0,026	30,035	30,057	0,303	0,272	0,072	0,067

В табл. 3 приведены характеристики абсолютных (2) и относительных (3) отклонений результатов моделирования сборочных параметров от экспериментальных данных.

Таблица 3. Характеристики абсолютных и относительных отклонений результатов моделирования сборочных параметров от экспериментальных данных

Характеристика	$\delta_{пар}$		L		$\delta_{рад.биен}$		$\delta_{торц.биен}$	
	Δ_a , мм	$\Delta_{отн}$, %	Δ_a , мм	$\Delta_{отн}$, %	Δ_a , мм	$\Delta_{отн}$, %	Δ_a , мм	$\Delta_{отн}$, %
Среднее	-0,001	-1,79	0,023	0,08	-0,015	-5,14	0,004	6,67
Максимальное	0,003	13,84	0,025	0,08	0,033	13,24	0,013	21,84
Минимальное	-0,003	-9,93	0,020	0,07	-0,045	-12,46	-0,005	-7,07
Размах	0,006	23,77	0,005	0,02	0,078	25,70	0,018	28,91

Анализируя полученные результаты, можно отметить, что присутствует постоянная погрешность при определении расстояния L . Погрешность прогноза торцевого биения $\delta_{торц.биен}$ не превысила 15% и только в одном случае составляет 22%.

Полученные расхождения результатов моделирования и сборки можно объяснить следующими причинами: 1) погрешностями измерения и создания моделей поверхностей деталей; 2) принятыми допущениями при разработке модели прогнозирования сборочных параметров деталей.

Заключение

Разработанная методика расчёта сборочных параметров, основанная на учёте действительной геометрии деталей, позволяет прогнозировать возникающие погрешности окончательной сборки на стадии контрольных операций отдельных деталей и сократить трудоёмкость процесса за счёт исключения ложных сборок. Действительные поверхности деталей характеризуются сложной геометрией, которая может быть описана в параметрической или сплайновой формах.

Разработаны методика построения действительных моделей поверхностей по результатам координатных измерений и программа для анализа результатов расчёта параметров сборки в САЕ-пакете ANSYS.

Новизна предложенного решения задачи прогнозирования состоит в том, что моделирование сборки осуществляется с использованием действительных поверхностей деталей, полученных непосредственно по результатам их измерений.

Разработанные решения позволяют выполнить исследования взаимосвязей между параметрами точности размерных связей изделий и сопрягаемых поверхностей деталей.

Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации программы повышения конкурентоспособности Самарского университета среди мировых ведущих научно-образовательных центров на 2013-2020 годы. Экспериментальные исследования были выполнены на оборудовании ЦКП САМ-технологий (RFMEFI59314X0003).

Библиографический список

1. Baturin O.V., Popov G.M., Kolmakova D.A., Novikova Y.D. The best model for the calculation of profile losses in the axial turbine // Journal of Physics: Conference Series. 2017. V. 803, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/803/1/012017
2. Архипов А.Н., Бугряшова Е.В., Равикович Ю.А., Савин Р.А., Терентьев В.В., Шевяков А.О. Автоматизированное построение модели рабочей лопатки вентилятора по данным измерений профиля в САД-системе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-7-17

3. Грешилов А.А., Стакун В.А., Стакун А.А. Математические методы построения прогнозов. М.: Радио и связь, 1997. 112 с.

4. Роджерс Д., Адамс Дж. Математические основы машинной графики. М.: Мир, 2001. 604 с.

5. Костинский А.С. О принципах сплайн-экстраполяции геофизических данных // Доклады национальной академии наук Украины. 2014. № 2. С. 111-117. DOI: 10.15407/dopovidi2014.02.111

6. Stepanenko I.S., Pechenin V.A., Ruzanov N.V., Khaimovich A.I. Technique of increasing the accuracy of GTE parts manufactured by selective laser melting // Journal of Physics: Conference Series. 2018. V. 1096, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012143

7. ГОСТ Р 53442-2009. Основные нормы взаимозаменяемости. Характеристики изделий геометрические. Допуски формы, ориентации, месторасположения и биения. М.: Стандартинформ, 2010. 51 с.

PREDICTION OF PRODUCT ASSEMBLY ERRORS USING REAL PART MODELS

© 2019

Yu. S. Yeliseev Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Aircraft Production and Quality Control in Mechanical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; metallist@metallist-s.ru

M. A. Bolotov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; maikl.bol@gmail.com

V. A. Pechenin Candidate of Science (Engineering), Assistant of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vadim.pechenin2011@yandex.ru

I. A. Grachev Postgraduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; grachmalek2602@gmail.com

E. V. Kudashov Master's Degree Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; KEV-fantom@yandex.ru

A method has been developed for calculating the parameters for assembling parts based on the creation of real models of their surfaces. For the construction of actual models, a special method for analyzing the measured surfaces and a software application were developed. Measurement analysis includes smoothing outliers, ordering the grid of points on the surfaces, and additional mathematical referencing. The assembly process is modeled in the ANSYS. The results of calculations for the assembly of two parts joined at their flat surfaces by means of a bolted joint are given. The analysis of the obtained results was carried out. It showed the possibility of using the developed methodology for predicting the parameters of gas turbine engine assembly units. The line of further research related to the study of the relationship between assembly parameters and influencing factors has been determined.

Assembly parameter; prediction; real model; conjugation; flat and cylindrical surfaces; error; CAE system.

Citation: Yeliseev Yu.S., Bolotov M.A., Pechenin V.A., Grachev I.A., Kudashov E.V. Prediction of product assembly errors using real part models. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 128-137. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-128-137

References

1. Baturin O.V., Popov G.M., Kolmakova D.A., Novikova Y.D. The best model for the calculation of profile losses in the axial turbine. *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. V. 803, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/803/1/012017
2. Arkhipov A.N., Bugrjashova E.V., Ravikovich Yu.A., Savin R.A., Terentjev V.V., Shevjakov A.O. Automated construction of a fan blade model according to data of CAD profile measurements. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-7-17. (In Russ.)
3. Greshilov A.A., Stakun V.A., Stakun A.A. *Matematicheskie metody postroeniya prognozov* [Mathematical methods for making predictions]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 1997. 112 p.
4. Rogers D.F., Adams J.A. *Mathematical elements for computer graphics*. New York: McGraw-Hill, 1990. 611 p.
5. Kostinsky A.S. On the principles of a spline extrapolation concerning geophysical data. *Reports of the National Academy of Sciences of Ukraine*. 2014. No. 2. P. 111-117. DOI: 10.15407/dopovidi2014.02.111. (In Russ.)
6. Stepanenko I.S., Pechenin V.A., Ruzanov N.V., Khaimovich A.I. Technique of increasing the accuracy of GTE parts manufactured by selective laser melting. *Journal of Physics: Conference Series*. 2018. V. 1096, Iss. 1. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012143
7. GOST R 53442-2009. Basic norms of interchangeability. Geometrical product specifications. Tolerances of form, orientation, location and run-out. Moscow: Standartinform Publ., 2010. 51 p. (In Russ.)

ПРОБЛЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

© 2019

М. А. Ковалев доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
kovalev.ma@ssau.ru

И. В. Поддубный заместитель генерального директора по инженерному авиационному обеспечению, директор авиационного технического центра;
Авиакомпания «Уральские Авиалинии», г. Екатеринбург;
i.poddubny@u6.ru

Проводится сравнение нормативно-правовой базы и правовой работы, проводимой в СССР, в Европейском Союзе и в постсоветский период в России. Рассматриваются современное состояние парка воздушных судов гражданской авиации России, системы их обслуживания и основные проблемы развития гражданской авиации. Из рассмотрения следует, что количество воздушных судов в России с каждым годом увеличивается и растёт потребность в их техническом обслуживании. Однако построение систем технического обслуживания в соответствии с устаревшими нормами и правилами делает их нежизнеспособными. На основе проведённого анализа сделан вывод о необходимости поиска оптимальных моделей производственных структур экономически эффективных авиационных технических предприятий и целесообразности использования для этих целей методов математического моделирования.

Авиапредприятие; авиационная транспортная система; инженерная авиационная служба; техническое обслуживание; поддержание лётной годности; организационная производственная структура; нормативная база; обслуживающее производство; авиационная техническая база.

Цитирование: Ковалев М.А., Поддубный И.В. Проблемы технического обслуживания современных воздушных судов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 138-145. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-138-145

Введение

Сегодня система технической эксплуатации (ТЭ) воздушных судов (ВС) гражданской авиации России переживает сложный период, связанный с трансформацией советской системы организации производства технического обслуживания (ТО), которая охватила всю структуру гражданской авиации, включающую государственную авиационную администрацию и авиационные предприятия России.

К настоящему моменту в России от общего количества эксплуатируемых ВС эксплуатируется 78% ВС иностранного производства [1], зарегистрированных в зарубежных реестрах. Подавляющее большинство авиапредприятий не осуществляют эксплуатацию ВС российского производства. Основными причинами предпочтения иностранных ВС является то, что воздушные суда советского производства уступают по лётным и техническим характеристикам современным иностранным аналогам и экономически эксплуатировать советские самолёты и вертолёты невыгодно. Кроме того, система послепродажного обслуживания современных ВС российской сборки, зарегистрированных в России, уступает зарубежной. Всё это, в совокупности с отсутствием развитой системы материально-технической поддержки, отсутствием на рынке в свободной продаже необходимого наземного оборудования и инструмента, делает современные отечественные ВС непривлекательными для эксплуатантов.

В попытке приспособить советскую систему ТО к ТЭ иностранных ВС авиационные технические базы (АТБ) и предприятия (АТП) столкнулись с проблемами сертификации, с недостатком квалифицированного инженерно-технического персонала, способного освоить новые методы поддержания лётной годности (ПЛГ) и ТО, с отсутствием на рынке доступного оборудования и инструмента и, главное, с недостатком финансирования на этапе перестройки системы ТО и освоения современных ВС.

Для многих АТП возникшие проблемы оказались неразрешимыми и их деятельность была остановлена. Сегодня в России менее десяти АТП выполняют весь потребный объём ТО ВС, причём большая часть осуществляет его под сертификатом иностранной авиационной администрации. Это привело к тому, что государственная авиационная администрация России сегодня практически не имеет возможности выполнять свои функции в сфере оказания государственных услуг и надзора за их осуществлением. Наиболее очевидно это проявляется в части ПЛГ и осуществления ТО ВС, где инженерно-авиационная служба (ИАС) гражданской авиации СССР прекратила своё существование в прежнем виде в результате государственной реструктуризации. Попытки изменить российскую нормативную базу не приводят к восстановлению единой структуры, существовавшей в Советском Союзе.

Проблемы, которые привели к массовому отказу от эксплуатации ВС постройки советского периода, нежеланию современных авиакомпаний и авиационных технических предприятий осваивать современные ВС российской сборки и замещение флота российских авиакомпаний иностранными самолётами и вертолётами кроются в системном кризисе, возникшем в процессе трансформации государственной структуры гражданской авиации Советского Союза, повлекшей изменение системы управления государственных органов исполнительной власти, что привело к изменению производственных структур авиапредприятий и приведению их к сегодняшнему виду. Чтобы разобраться в причинах сложившегося кризиса ИАС и предложить пути выхода из сложившейся ситуации, необходимо сделать анализ предшествующих событий.

Нормативно-правовая база гражданской авиации и анализ правовой работы СССР

ИАС является частью авиатранспортной системы (АТС), и до 1988 года структуру ИАС в составе СССР, в соответствии с требованиями Министерства гражданской авиации (МГА), следовало рассматривать на трёх уровнях — министерства, управления и эксплуатационного предприятия [2]. Её центральным органом, осуществляющим общее руководство эксплуатацией авиационной техники (АТ) и определяющим единую техническую политику, являлось Главное управление технической эксплуатации и ремонта авиационной техники МГА (ГУТЭРАТ МГА). Все указания и распоряжения ГУТЭРАТ по вопросам ТЭ АТ являлись обязательными к выполнению на всех эксплуатационных предприятиях, в учреждениях и учебных заведениях гражданской авиации.

В 70-80 гг. в стране была отработана и функционировала чёткая система взаимодействия авиационной промышленности и гражданской авиации. В основе её лежала жёсткая вертикаль управления на всю глубину процесса, а также единые органы планирования и финансирования. Немалую роль играла система партийного, государственного и народного контроля [3].

По вопросам обеспечения безопасности полётов, надёжности и долговечности АТ, расширения условий её эксплуатации и ряду подобных вопросов работали научно-исследовательские институты.

Постановлением Совета Министров СССР от 2 апреля 1988 г. отрасль была переведена на новую генеральную схему управления, принципиально отличную от той организационной структуры, которая действовала почти 25 лет (начиная с 1964 г.). Новая

генеральная схема управления ГА была создана на базе двухзвенной системы управления. Основным производственным звеном отрасли стали территориальные управления ГА.

В эксплуатационных предприятиях за основу организационной структуры ИАС были приняты авиационные технические базы, которые реализуют функции обслуживающего производства, направленные на инженерное обеспечение полётов. В связи с тем, что объём и характер лётной работы в эксплуатационных предприятиях различных классов существенно различны и не одинаковы объёмы работ ИАС по техническому обслуживанию, АТБ подразделялись на пять классов [4].

АТБ всех пяти классов сохраняли в основном одну и ту же структуру, а отличались главным образом численностью личного состава, различным ассортиментом и уровнем сложности применяемого оборудования. Окончательная структура и численность личного состава АТБ устанавливались непосредственно в эксплуатационных предприятиях с учётом объёма работ, количества типов летательных аппаратов (ЛА), территориального размещения и других местных условий. По характеру организации работ система технического обслуживания была близка к предприятиям промышленного типа. Как и промышленные предприятия, АТБ имела специализированные цехи, участки и бригады. Организацией производства и контролем качества работ занимались соответствующие отделы и группы.

До начала 90-х годов структуры строились на основе накопленного опыта работы инженерных служб и Положения об АТБ.

Специалистов для АТБ и авиаремонтных заводов готовили в высших учебных заведениях и авиационных училищах гражданской авиации. Программы обучения предусматривали подготовку инженеров и авиатехников в соответствии с квалификационными требованиями по специальностям, охватывающим все сферы деятельности гражданской авиации.

Нормативно-правовая база гражданской авиации и анализ правовой работы EASA (Европейский Союз)

Европейская законодательная база наравне с североамериканской является сегодня одной из самых развитых и распространённых.

EASA (European Aviation Safety Agency) является европейским агентством, а страны, не входящие в Евросоюз, принимают его правила в добровольном порядке.

Требования EASA выражены в «Частях» (Parts), которые в совокупности являются полным взаимосвязанным комплексом требований к АТС и не могут работать в разрыве друг от друга.

Требования EASA постоянно модернизируются. Ежегодно выпускаются дополнения и изменения. Поводом для модернизации являются результаты исследований в области безопасности полётов, изучение причин снижения уровня безопасности, выявление новых путей её повышения.

За рубежом построение сложных систем обслуживающих производств гражданской авиации происходит на основе полученного опыта, результатов исследований в области управления системой технического обслуживания и инжиниринга [5-8], а также в рамках устоявшейся нормативной базы. В основе построения АТП лежат понятия инжиниринга и технического обслуживания техники. Инжиниринг и ТО АТ являются одним из направлений, ограниченным нормативными рамками в множестве всей существующей техники. Акцент в построении системы ТО ставится на экономическую эффективность комплекса, отвечающего за ПЛГ и ТО. Безопасность полётов имеет не меньшее значение. Однако принимается постулат: гармоничное сочетание экономической эффективности и качественно построенное АТП в рамках нормативной базы под

надзором авиационной администрации само по себе является гарантом высокого уровня безопасности полётов.

Подготовка авиационных специалистов для гражданской авиации за рубежом строится на базе учебных центров. Учебные программы основаны на требованиях Part-66, где отражены направления знаний и навыков, необходимых для получения лицензии авиационного механика. Авиационные инженеры готовятся в колледжах и университетах по Болонской системе и впоследствии непосредственного участия в ТО не принимают. Инженеры организуют работу предприятий, разработку программ ТО и процедур ПЛГ.

В рамках такого подхода за рубежом, в отличие от России, АТП не имеют жёсткой директивной установки на построение конкретной структуры предприятия и имеют возможность строиться в соответствии с экономической целесообразностью. При этом все подразделения предприятия имеют жёсткую разграниченную функциональность и ответственность. Именно поэтому, несмотря на кажущуюся похожесть (наличие одинаковых руководящих звеньев во главе предприятия, что жёстко определено распределением ответственности в рамках требований авиационных администраций), большая часть структурных подразделений имеет различное место в структуре, различную подчинённость и даже может отсутствовать.

Таким образом, каждое предприятие строит свою наиболее экономически оптимальную и жизнеспособную модель, призванную выполнять чётко определённые нормами функции.

Формирование инфраструктуры АТС в постсоветский период

Формально Росавиация является вновь образованным органом, однако фактически она создана на основе ранее существовавших структурных подразделений Минтранса России и специализированных федеральных органов исполнительной власти, осуществлявших государственное управление в сфере воздушного транспорта.

Вместе с тем Росавиацию нельзя считать полноценным преемником Государственной службы гражданской авиации Минтранса России, так как её функции в настоящее время распределены между тремя федеральными органами исполнительной власти: Росавиацией, Ространснадзором и Минтрансом России (Департаментом государственной политики в области гражданской авиации). Таким образом, единоначалие оказалось нарушено и ответственность единого органа власти распределилась между тремя независимыми органами.

Произошедший процесс приватизации привёл к разделению Аэрофлота и появлению нескольких сотен авиакомпаний с различной формой собственности. Количество авиационных компаний гражданской авиации превысило 400.

Процесс приватизации коснулся конструкторских бюро и авиастроительных и авиаремонтных предприятий. Предприятия должны были зарабатывать самостоятельно, что значительно сказалось на удорожании стоимости их услуг. Поддержание лётной годности стало для эксплуатантов АТ финансово очень обременительным.

В гражданской авиации России наступил финансовый кризис. На середину 2014 года по данным Росавиации из более 400 осталось 123 авиакомпании [9].

Для того чтобы выжить, многие компании пытались найти пути выхода из кризиса. Учитывая тот факт, что каким-либо образом повлиять на цену топлива, стоимость запчастей и изменение перегруженной программы технического обслуживания и ремонта (ТОиР) авиакомпании практически не могли, приходилось искать другие возможные выходы. Таковым явилось использование ВС с лучшими лётно-техническими и эксплуатационно-техническими характеристиками.

Начиная с 2005 года началось массовое освоение ВС иностранного производства во многих авиапредприятиях. Безопасная, интенсивная и экономически более эффективная эксплуатация иностранных ВС требовала адаптивных изменений во всей системе гражданской авиации России.

Разрыв связей АТБ с государственными структурами потребовал их замены новыми связями и создания новых дополнительных структурных подразделений внутри структуры, способных восполнить функции советских государственных структур. Другими словами, для авиакомпаний, принявших в эксплуатацию иностранную АТ, возник вакуум в области ПЛГ и в других важных для работы авиакомпаний сферах производства, который существующие отечественные государственные структуры заполнить не могли.

Освоение ВС иностранного производства в России создало трудности, с которыми до сих пор многие авиапредприятия не в состоянии справиться. Основополагающая проблема для авиакомпаний и её структурных подразделений заключалась в регистрации ВС иностранного производства не в Российском реестре ВС, а в иностранном, что автоматически влекло за собой необходимость выполнять требования законов авиационной администрации страны регистрации ВС.

Возник вопрос о создании новых функциональных отделов, которые отвечали бы за ряд процедур ПЛГ, не свойственных традиционным структурным звеньям АТБ, но обязательных к выполнению подразделениями авиакомпаний за рубежом. Кроме того, появилась необходимость разделить ответственность между производственными подразделениями и вновь создаваемыми в традиционной АТБ за выполнение только ТО и отдельно – только за отслеживание лётной годности ВС. Опыта создания таких подразделений в России не было.

Изначально в авиакомпаниях, принявших в эксплуатацию иностранные ВС, для решения новых вопросов создавались отделы по эксплуатации иностранных ВС. Целью отделов было выявить недостающие звенья и достроить жизнеспособную полноценную структуру, отвечающую требованиям иностранных авиационных администраций. Отечественные инженеры вновь созданных отделов попытались использовать опыт различных иностранных авиакомпаний. В качестве примеров рассматривались варианты организации авиакомпаний и технических организаций различных стран. Это привело к тому, что создание структур обслуживающих производств и авиакомпаний в целом в России пошло по различным направлениям и привело к созданию непохожих структурных схем с различным принципом функциональных взаимодействий.

Необходимо отметить, что опереться на российское законодательство не было возможности. Современный ФАП-285 [10], содержащий требования к обслуживающим производствам ВС в гражданской авиации, не содержит требований к процедурам государственной авиационной администрации, а требования к процедурам ПЛГ отсутствуют вовсе. Таким образом, ФАП-285 является неполноценным и не отвечает потребностям органов власти и авиапредприятий в части рекомендаций построения организационной производственной структуры и функционального взаимодействия внутри администрации, авиапредприятия и между ними.

Необходимо обратить внимание на изменение в системе подготовки авиационных специалистов. Подготовка инженеров ГА изменена на подготовку бакалавров и магистров в соответствии с Болонской системой. Однако требования к базовой подготовке инженеров и руководителей АТБ и АТЦ изменены не были. Это привело к конфликту кадровой системы авиапредприятий. Новый, утверждённый приказом №147 от 12.09.2009, ФАП «Требования к членам экипажа ВС, специалистам по техническому обслуживанию ВС и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам)

ГА» исключил требования к авиационным инженерам, отвечающим за разработку процедур лётной годности, и к руководителям АТП.

В процессе многовариантных попыток освоения иностранной АТ и одновременной эксплуатации АТ отечественного производства возникли предприятия, в основе которых работали две параллельные технические и лётные структуры, требовавшие увеличенных расходов на их поддержание. Устаревшие требования, перенесённые из советской системы, значительно усложняют производственные процессы в авиапредприятиях, обслуживающих отечественную авиатехнику, а отсутствие рабочих процедур по взаимодействию с государственными органами власти вносит в эксплуатацию элемент непредсказуемости. Уменьшение расходов на одну из ветвей структуры и упрощение производственных процессов требовало сокращения «отечественных» частей АТБ и, как следствие, остановки эксплуатации АТ одного из производителей, к чему и подошли большинство эксплуатантов АТ. Именно поэтому большая часть авиапредприятий в России сегодня эксплуатируют исключительно ВС иностранного производства.

Заключение

Эксплуатация ВС иностранного производства, зарегистрированных в зарубежных государственных реестрах, потребовала от авиапредприятий отказа от советской нормативной базы и применения для сертификации и, в частности технической эксплуатации ВС, нормативно-законодательной базы авиационных государственных администраций стран регистрации ВС. В современной российской структуре производства и эксплуатации ВС не была полноценно разработана и внедрена система послепродажного обслуживания. Данный подход кардинально повлиял на структуру организации производства обслуживающих производств авиакомпаний, какими на тот момент являлись авиационные технические базы.

Несмотря на то, что системы ПЛГ и ТО в СССР и в Европе построены на основе единых международных правил ИКАО, на практике комбинирование систем оказалось невозможным. Построение производственных структур авиапредприятий ведётся методом подборов существующих шаблонов, копирования и проверки эффективности на собственном опыте. Такой путь является очень затратным, он требует много времени, финансовых и человеческих ресурсов, что можно наблюдать на практике. На законодательном уровне до сих пор не созданы правила (ФАПы), гармонизирующие взаимоотношения внутри АТС и устанавливающие её структуру либо требования к ней, и применение практического подхода приводит к банкротству авиапредприятий, не имеющих достаточно ресурсов для поиска оптимальных решений.

Выходом из сложившейся ситуации может быть отказ от существующих методов построения производственных структур, где это возможно, и применение методов математического моделирования с последующим применением полученных результатов на практике. Применение математического моделирования структурирования позволит не только строить оптимальные структуры обслуживающих производств гражданской авиации России, такие как авиационные технические центры и организации, но и гармонизировать АТС различных стран в рамках существующего международного авиационного законодательства.

Библиографический список

1. Состояние и перспективы развития парка воздушных судов в России. <https://docplayer.ru/25793815-Gosnii-ga-sostoyanie-i-perspektivy-razvitiya-parka-vozдушnyh-sudov-grazhdanskoy-aviacii-rossii.html>

2. Курило В.М. Хозяйственный механизм гражданской авиации: Проблемы совершенствования. Минск: Навука і тэхніка, 1991. 270 с.

3. Официальный сайт «АвиаПорт.ru – Авиация и бизнес». Горлов В.В.: «Необходимы меры по гармонизации отечественной системы поддержания лётной годности с международными». <https://www.aviaport.ru/digest/2013/10/25/266610.html>.

4. Приказ Минтранса РФ от 20.06.1994 № ДВ-58 (ред. от 30.11.1995) «Об утверждении «Наставления по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в гражданской авиации России. НТЭРАТ ГА-93».

5. Официальный сайт Администрации Гражданской Авиации Европейского Союза. <https://www.easa.europa.eu/>

6. Kinnison H.A., Siddiqui T. Aviation maintenance management. McGraw-Hill Companies, Inc., 2013. 304 p.

7. Loong M. The Essential of airplane maintenance. Partridge Publishing Singapore, 2015. 534 p.

8. Kelly A. Maintenance organization and systems. Batterworth-Heinemann, 2003. 320 p.

9. Официальный сайт Росавиации. Актуализированный перечень авиакомпаний, имеющих сертификат эксплуатанта для осуществления коммерческих воздушных перевозок от 11.06.2014. <http://www.favt.ru/novosti-aktualnaja-informacija>

10. Приказ Минтранса России от 25.09.2015 № 285 «Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим техническое обслуживание гражданских воздушных судов. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих техническое обслуживание гражданских воздушных судов, требованиям федеральных авиационных правил».

PROBLEMS OF MODERN AIRCRAFT MAINTENANCE

© 2019

M. A. Kovalev Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of Aircraft Maintenance Department;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kovalev.ma@ssau.ru

I. V. Poddubniy Deputy Director General for Engineering Support, Director of Aircraft Engineering and Maintenance Center;
Airline Company Ural Airlines, Ekaterinburg, Russian Federation;
i.poddubniy@u6.ru

The paper presents a comparison of the legal framework and the legal work carried out in the USSR, the European Union and in the post-Soviet period in Russia. The current state of the Russian civil aviation fleet, the systems of aircraft maintenance and the main problems of civil aviation development in Russia are considered. From this consideration it follows that the number of aircraft in Russia is increasing every year, alongside with the need for their maintenance. However, the construction of maintenance systems in accordance with outdated rules and regulations makes them unviable. On the basis of the analysis, a conclusion is made that it is necessary to search for optimal models of industrial structures of cost-effective aircraft maintenance organizations and the feasibility of using mathematical modeling methods for these purposes.

Airline; aviation transport system; continuous airworthiness management; maintenance; continued airworthiness; production and organizational structure; regulatory framework; maintenance organization; aircraft maintenance base.

Citation: Kovalev M.A., Poddubniy I.V. Problems of modern aircraft maintenance. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 138-145. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-138-145

References

1. *Sostoyanie i perspektivy razvitiya parka vozdushnykh sudov v Rossii* [State and future development of the aircraft fleet in Russia]. Available at: <https://docplayer.ru/25793815-Gosnii-ga-sostoyanie-i-perspektivy-razvitiya-parka-vozdushnyh-sudov-grazhdanskoy-aviacii-rossii.html>.
2. Kurilo V.M. *Khozyaystvennyy mekhanizm grazhdanskoy aviatsii: Problemy sovershenstvovaniya* [Economic mechanism of civil aviation. Problems of improvement]. Minsk: Nauka i Tekhnika Publ., 1991. 270 p.
3. *Ofitsial'nyy sayt «AviaPort.ru – Aviatsiya i biznes»*. Gorlov V.V.: «Neobkhodimy mery po garmonizatsii otechestvennoy sistemy podderzhaniya letnoy godnosti s mezhdunarodnymi» [Official website AviaPort.ru – aviation and business. Gorlov V.V.: “Measures necessary for the harmonization of the national system of continued airworthiness with the international ones”]. Available at: <https://www.aviaport.ru/digest/2013/10/25/266610.html>.
4. Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation, Department of Air Transport, № DV-58 of June 20, 1994. On the approval of Civil Aviation Aircraft Maintenance and Service Manual. (In Russ.)
5. *Ofitsial'nyy sayt Administratsii Grazhdanskoy Aviatsii Evropeyskogo Soyuzha* [Official website of the Civil Aviation Administration of the European Union]. Available at: <https://www.easa.europa.eu/>
6. Kinnison H.A., Siddiqui T. *Aviation maintenance management*. McGraw-Hill Companies, Inc., 2013. 304 p.
7. Loong M. *The Essential of airplane maintenance*. Partridge Publishing Singapore, 2015. 534 p.
8. Kelly A. *Maintenance organization and systems*. Batterworth-Heinemann, 2003. 320 p.
9. *Ofitsial'nyy sayt Rosaviatsii. Aktualizirovannyy perechen' aviakompaniy, imeyushchikh sertifikat ekspluatanta dlya osushchestvleniya kommercheskikh vozdushnykh perevozok ot 11.06.2014* [Official website of the Federal Air Transport Agency. Updated list of airlines holding an Air Operator Certificate for commercial air transportation of 11.06.2014]. Available at: <http://www.favt.ru/novosti-aktualnaja-informaciya>
10. Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation of 25.09.2015 № 285 On the approval of Federal Aviation Regulations “Requirements to incorporated and unincorporated operators performing maintenance of civil aircraft. Format and procedure for issuing the document confirming compliance of incorporated and unincorporated operators engaged in maintenance of civil aircraft with the requirements of the Federal Aviation Regulations”. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ГИДРОСИСТЕМ ЭНЕРГОУСТАНОВОК

© 2019

- А. Н. Крючков** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kan@ssau.ru
- М. А. Ермилов** старший преподаватель кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; emasamara@gmail.com
- Е. Н. Ермилова** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ermilova6488@gmail.com
- И. В. Балахонов** магистрант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ilya.balakhonov@icloud.com
- А. Н. Видяскина** студент; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vidiaskina@gmail.com

Рассматривается разработка гасителя пульсаций давления ёмкостного типа. Гаситель пульсаций давления используется в целях снижения шума гидравлических систем, к которым предъявляются повышенные требования по виброакустическим характеристикам. Разрабатываемый гаситель пульсаций давления представляет собой податливый элемент с ничтожно малым гидравлическим сопротивлением. Внутри данного элемента расположена газовая полость, давление в которой определяется его деформацией. Габаритные размеры исследуемого гасителя не превышают размеров штатного трубопровода, что наряду с его незначительным гидравлическим сопротивлением является преимуществом перед аналогами. Проведён анализ известных гасителей пульсаций давления и рассмотрены две конструктивные схемы предлагаемого устройства. Приведены результаты экспериментальных исследований исследуемого гасителя, показавшие его высокую эффективность (5...40 дБ) в широком диапазоне частот колебаний давления жидкости (20...3000 Гц).

Энергоустановки; гидросистемы; гидродинамический шум; гасители пульсаций давления; лазерная сварка.

Цитирование: Крючков А.Н., Ермилов М.А., Ермилова Е.Н., Балахонов И.В., Видяскина А.Н. Разработка гасителя пульсаций давления для гидросистем энергоустановок // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 146-155. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-146-155

Введение

В настоящее время существенно ужесточились требуемые нормы максимально допустимого уровня гидродинамического шума (ГДШ) для гидравлических систем [1]. Поэтому снижение колебаний давления и ГДШ в трубопроводных системах является важной и актуальной проблемой.

Основными источниками колебательной энергии в большинстве гидравлических систем являются регулирующие клапаны и насосы [2].

Основными источниками шума являются:

1. Механические вибрации элементов клапанов. В клапане преобладающим источником шума, возникающего в результате механической вибрации, является поперечное перемещение плунжера клапана относительно направляющих поверхностей [3].

2. Гидродинамический шум регулирующего клапана возникает вследствие турбулентных пульсаций давления, возбуждаемых высокоскоростной выходной струёй жидкости.

3. Пульсации давления, возбуждаемые насосными агрегатами и возникающие вследствие [4]:

- неравномерности подачи рабочей жидкости качающим узлом;
- гидродинамическими процессами выравнивания давления в рабочих камерах;
- импульсными утечками и пр.

4. Механические вибрации насосных агрегатов, возникающие вследствие:

- неправильной центровки с приводом;
- неудовлетворительного состояния (или некачественного изготовления) соединительной муфты, износа пальцев, несоосности отверстий под пальцы или несоосности полумуфт;

- дисбаланса рабочего колеса (ротора) приводимого насоса, особенно часто встречающегося у насосов с высокой частотой вращения или насосов с динамически неотбалансированным рабочим колесом;

- дисбаланса ротора электрического двигателя;
- дефекта подшипников насоса или электродвигателя;
- дефекта фундамента и фундаментной рамы агрегата;
- изгиба вала;

- слабого крепления отдельных деталей насоса и электродвигателя (подшипников, торцовых крышек).

Снижение интенсивности колебаний рабочей среды не только обеспечивает надёжность работы ответственных узлов, но в ряде случаев является необходимым условием их функционирования.

Методы и средства защиты от шума и вибрации элементов гидравлических систем

В настоящее время имеется несколько направлений в решении проблемы предупреждения и устранения повышенных уровней шума, связанных с колебанием давления рабочей среды [5 – 7].

Применение специальных устройств – гасителей колебаний – во многих случаях является наиболее рациональным технически и экономически. Гасители классифицируются по принципу действия на реактивные и диссипативные.

В реактивных гасителях снижение пульсаций давления в трубопроводе за гасителем достигается, главным образом, за счёт отражения энергии набегающих на него волн, а в диссипативных – за счёт преобразования колебательной энергии в тепло в элементах гасителя.

Реактивные гасители шума выполняются обычно в виде системы расширительных и резонансных камер (рис. 1, а), соединённых между собой и с объёмом трубопровода с помощью труб, щелей и отверстий.

В диссипативных глушителях (рис. 1, б) снижение шума достигается за счёт потерь акустической энергии на трение в гидравлических дросселях и звукопоглощающих материалах, расположенных на пути распространения звука.

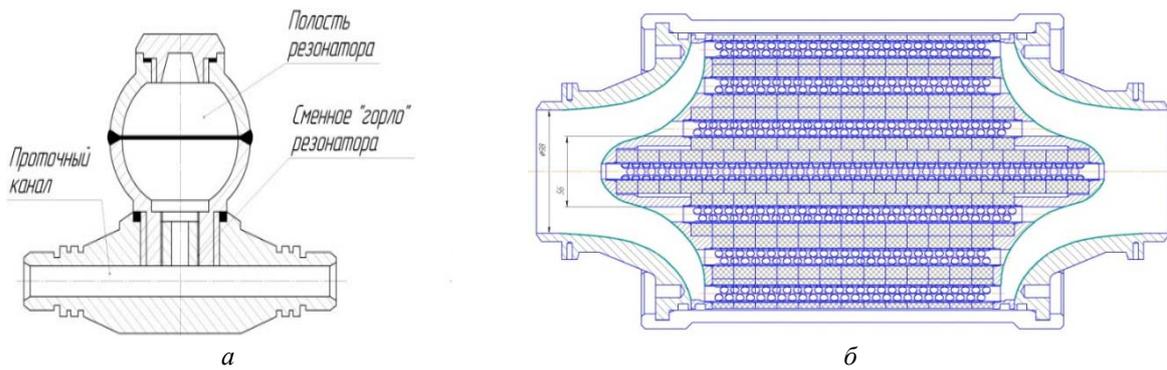


Рис. 1. Схемы гасителей:
 а – гаситель резонансного типа; б – гаситель диссипативного типа

Серьёзной проблемой глушителей данного типа являются значительные габаритные размеры. Рассмотрим функционирование реактивного гасителя в виде отрезка трубопровода с податливыми стенками.

Влияние упругого элемента в трубопроводной системе на снижение уровня ГДШ

Использование в гидравлических системах внутреннего трубопроводного участка с податливыми (относительно стенок основного трубопровода) стенками и газовой ёмкостью между податливым и жёстким трубопроводами существенно изменяет динамические свойства гидравлической системы [8]. Оценим изменения скорости звука в системе.

Скорость звука в какой-либо среде вычисляют по формуле:

$$c_0 = \sqrt{\frac{1}{\rho\beta_0}},$$

где c_0 – скорость звука в среде, м/с; β_0 – сжимаемость среды, Па⁻¹; ρ – плотность среды, кг/м³.

Тогда эффективная сжимаемость среды β в трубопроводе с сечением S будет равна

$$\beta = \beta_0 + \frac{\Delta S}{pS},$$

где ΔS – изменение площади сечения при давлении p , м²; p – давление, действующее на податливый элемент, Па.

Таким образом, скорость звука в трубе с податливыми стенками вычисляется по формуле:

$$c = \sqrt{\frac{1}{\rho\beta}} = \sqrt{\frac{1}{\rho\beta_0 + \rho \frac{\Delta S}{pS}}} = \frac{c_0}{\sqrt{1 + \frac{\Delta S}{pS\beta_0}}}.$$

Для круглой трубы радиуса a и радиальным смещением u имеем:

$$S = \pi a^2; \quad \frac{\Delta S}{S} = \frac{\pi(a+u)^2 - \pi a^2}{\pi a^2} = \frac{2au + u^2}{a^2},$$

где S – площадь сечения трубы, м²; ΔS – приращение площади сечения трубы, м².

Поскольку радиальное смещение u мало по сравнению с радиусом a , получаем:

$$\frac{\Delta S}{S} = \frac{2u}{a}.$$

Для круглой трубы:

$$\beta = \beta_0 + \frac{2u}{ra}.$$

Тогда скорость звука в трубопроводе с податливыми стенками определяется по формуле:

$$c = \frac{c_0}{\sqrt{1 + \frac{2u}{ra\beta_0}}}.$$

Обозначим коэффициент пропорциональности между давлением и радиальным смещением через $\chi = p/u$.

Скорость звука на участке с податливыми стенками выразится через этот коэффициент формулой:

$$c = \frac{c_0}{\sqrt{1 + \frac{2}{a\chi\beta_0}}}.$$

Из формулы следует, что при уменьшении χ скорость звука в податливом канале значительно снижается по сравнению с открытой средой.

Экспериментальные исследования показали, что выделяющиеся из рабочей жидкости при снижении давления и растворяющиеся в ней при его повышении воздушные пузырьки локально изменяют объёмный модуль упругости E_{CM} и плотность ρ_{CM} . При этом скорость звука на этом участке снижается.

Для жидкости ПГВ [2] (водный раствор глицерина и полиэтиленгликоля с антикоррозионными, антифрикционными и антипенной присадками) при $C_{ж} = 1400$ м/с; $\rho_{ж} = 1,17 \cdot 10^{-6}$ кгс²/см⁴; $E_{ж} = 23000$ кг/см²; $\rho_{в} = 1,2 \cdot 10^{-9}$ кгс²/см⁴ зависимость скорости распространения звука в смеси от воздухосодержания представлена на рис. 2. Видно, что даже незначительное содержание воздуха (0,01%) резко, почти вдвое (с 1400 до 771 м/с), снижает скорость распространения звука в ПГВ. Содержание воздуха порядка десятых долей процента, т.е. от 0,1 до 0,9%, снижает скорость звука с 286 до 98 м/с. Снижению её на порядок (с 1400 до 145 м/с) соответствует содержание воздуха всего 0,4%.



Рис. 2. Зависимость скорости звука от относительного содержания воздуха в жидкости ПГВ

Снижение скорости звука влечёт за собой пропорциональное уменьшение акустического импеданса Z участка трубопровода площадью S :

$$Z \downarrow = \frac{\rho \cdot c \downarrow}{S}$$

Уменьшение волнового сопротивления трубы при использовании демпфирующего податливого участка в трубопроводе вызывает снижение уровня ГДШ. Таким образом, снижение ГДШ при использовании демпфирующего податливого участка обусловлено образованием в клапане значительной акустической ёмкости, сглаживающей пульсации давления. Эффективность данной конструкции зависит от податливости стенок и объёма газовой полости.

Разработка макета гасителя для насоса

Был разработан и изготовлен малогабаритный гаситель пульсаций давления, практически не оказывающий сопротивления потоку жидкости (рис. 3).

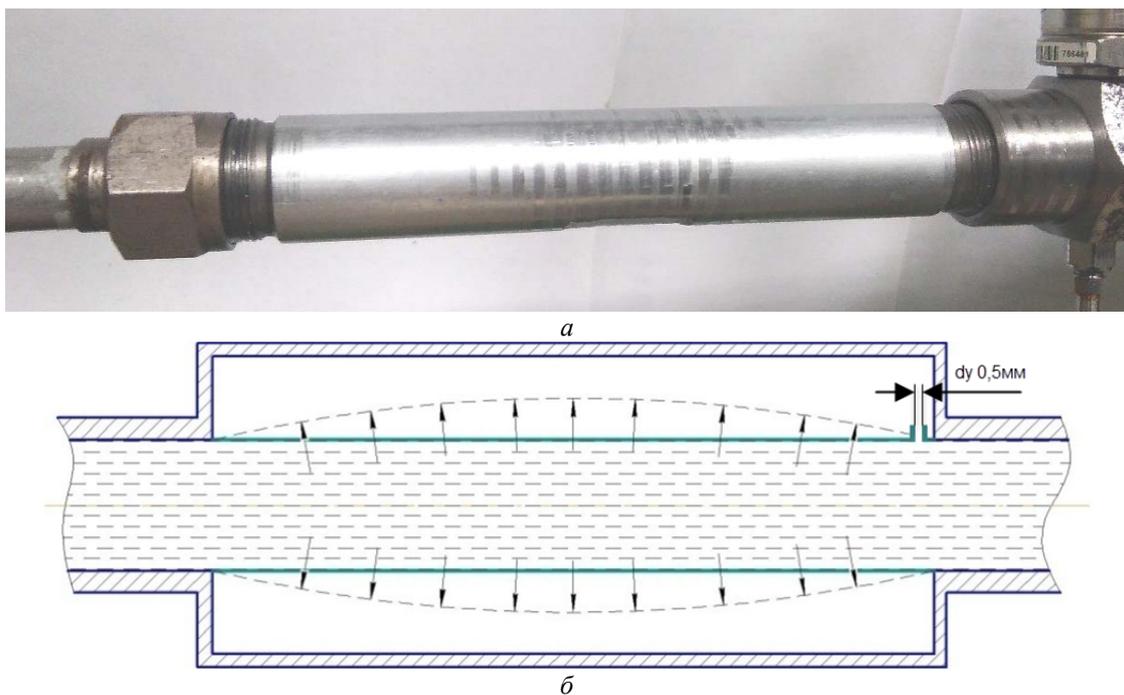


Рис. 3. Изображение (а) и структурная схема (б) малогабаритного гасителя пульсаций

Гаситель состоит из корпуса и центрального канала, выполненного из тонкостенной металлической трубки (имеющей большую податливость). Основной проблемой при проектировании гасителя является обеспечение герметичности газовой полости вследствие повышенных нагрузок от действия рабочего давления на податливый элемент. Для проверки принципа действия податливого элемента и предотвращения его разрушения в экспериментальной модели было введено шунтирующее отверстие диаметром 0,5 мм.

Высокое гидравлическое сопротивление гарантировало наличие газовой полости и снижение нагрузки на податливый элемент.

Поперечные размеры гасителя соизмеримы с размерами трубопровода.

Исследование гасителя производили на гидравлическом стенде. Результаты измерений представлены на рис. 4.

Видно, что с повышением давления эффективность падает, так как повышается жёсткость демпфирующего участка, скорость звука восстанавливается и звуковая волна проходит без потерь.

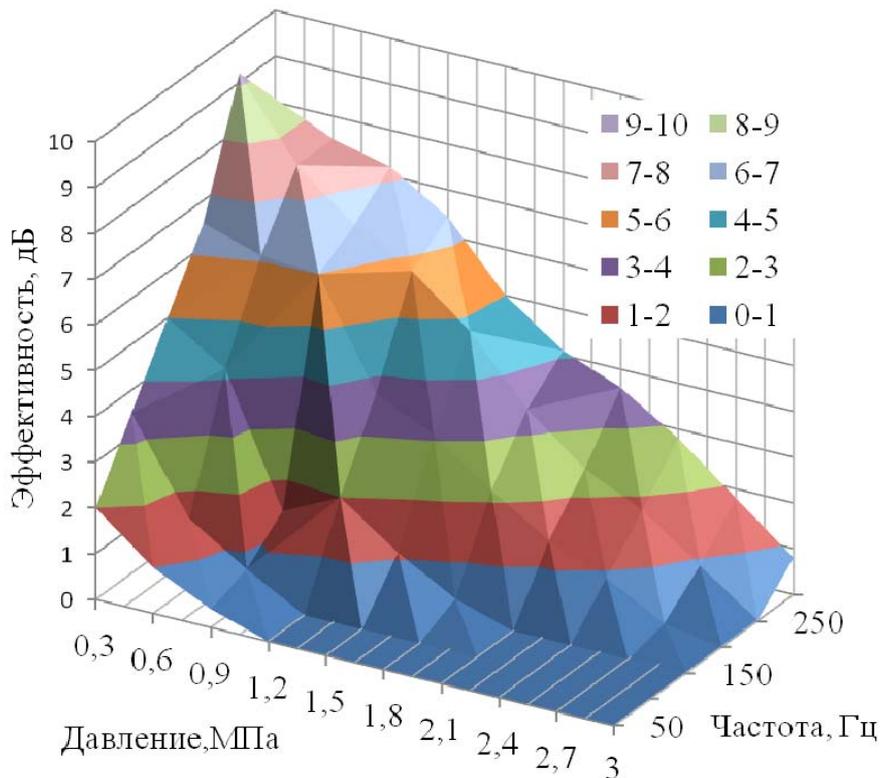


Рис. 4. Зависимость спектра эффективности гасителя от выходного давления

Разработка конструкции макета глушителя ГДШ

Для снижения уровня гидродинамического шума клапанов, исходя из анализа требований малогабаритности и повышенной пропускной способности демпфирующего участка, была разработана конструкция демпфирующего участка с повышенной податливостью больших размеров (рис. 5).

Демпфирующий участок представляет собой один или несколько тонкостенных металлических многогранников, помещённых в корпуса диаметром 1-3 диаметра основного трубопровода. Торцы тонкостенных элементов герметизируются таким образом, чтобы разделить внутреннюю полость многогранника, заполненную рабочей жидкостью, и полость между многогранником и корпусом, заполненную газом.

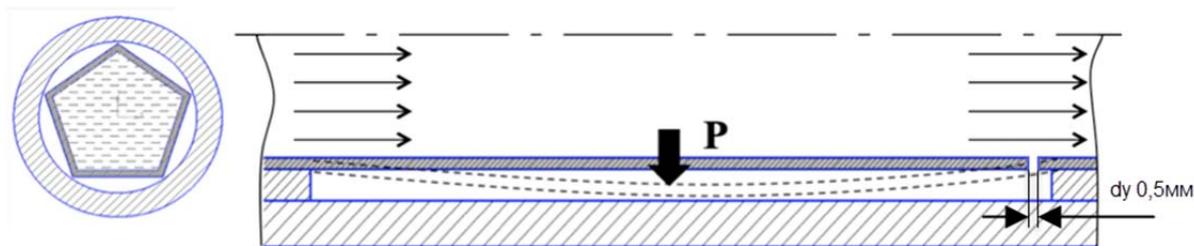


Рис. 5. Принципиальная схема демпфирующего участка

На рис. 6 изображена 3D-модель разработанного гасителя.

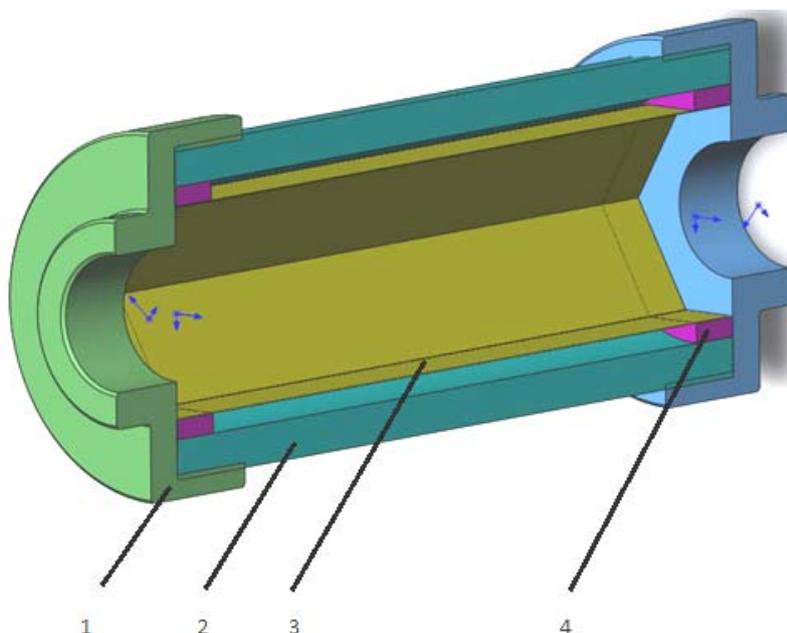


Рис. 6. 3D-модель макета гасителя ГДШ:

- 1 – фланец для закрепления отрезка трубопровода в экспериментальной установке;
- 2 – корпус трубопровода; 3 – тонкостенный многогранник, исполняющий роль гасителя ГДШ;
- 4 – втулка для герметизации полости между корпусом (2) и многогранником (3)

Для исследования ГДШ гидравлической арматуры был разработан малозумный стенд вытеснительного типа, источником давления в котором является сжатый воздух.

Источником ГДШ являлся шаровый кран в положении максимального уровня ГДШ. Гаситель ГДШ испытывался при следующих рабочих давлениях перед краном: $2 \cdot 10^5$ Па, $4 \cdot 10^5$ Па, $6 \cdot 10^5$ Па, $8 \cdot 10^5$ Па.

Так же, как и в первой модели, в податливом элементе выполнено отверстие 0,5 мм для снижения нагрузок на него.

Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования виброакустических характеристик гасителя на различных рабочих режимах (200, 400, 600, 800 атм.) показали эффективное снижение шума. За эффективность гасителя брали разницу уровня ГДШ в дБ без гасителя и с гасителем. Результаты исследования приведены на рис. 7.

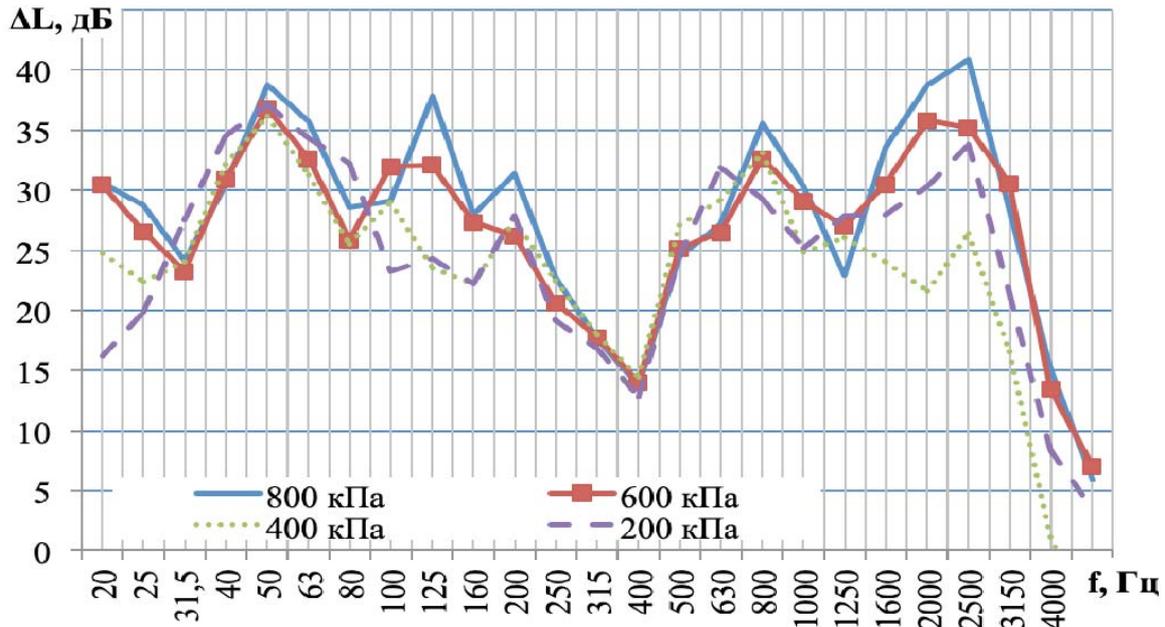


Рис. 7. Эффективности гасителя в зависимости от частоты при разных давлениях

Из рисунка видно, что в диапазоне частот 20 – 3000 Гц наблюдается эффективность демпфирующего участка от 15 до 40 дБ. Также можно заметить, что характер кривой на всех исследованных режимах одинаков.

Конструкция демпфирования участка трубопровода показала эффективную работу по снижению как пульсаций давления от насоса, так и ГДШ от гидравлического клапана. Конструкция демпфирующего участка имеет минимальный перепад давления (менее 5% от рабочего давления) и габариты, соизмеримые с трубопроводом.

Заключение

Разработан малогабаритный гаситель пульсаций давления рабочей среды, обладающий незначительным гидравлическим сопротивлением. Эффективность гасителя пульсаций давления составила 15...40 дБ в диапазоне частот колебаний давления 20... 3000 Гц.

В целях успешного его использования в гидравлических системах различного назначения требуется доработка узла уплотнения гибкого элемента к основному трубопроводу.

Библиографический список

1. СП 51.13330.2011. Защита от шума. М.: ОАО «ЦПП», 2011. 47 с.
2. Берестовицкий Э.Г., Гладилин Ю.А., Голованов В.И., Сарафанов И.А. Снижение вибрации и шума гидравлических приборов систем управления техническими средствами. СПб: Астерион, 2009. 315 с.
3. Kiesbauer J. Регулирующие клапаны для критических условий эксплуатации // Наука и конструирование. 2008. № 3 (54). С. 74-81.
4. Зиневич В.Д., Гешлин Л.А. Поршневые и шестерённые пневмодвигатели горношахтного оборудования. М.: Недра, 1982. 199 с.
5. Славин И.И. Производственный шум и борьба с ним. М.: Профиздат, 1955. 336 с.

6. Григорьян Ф.Е., Перцовский Е.А. Расчёт и проектирование глушителей шума энергоустановок. Л.: Энергия. Ленингр. отделение, 1980. 118 с.

7. Головин А.Н., Шорин В.П. Гасители колебаний для гидравлических систем. Самара: Самарский научный центр РАН, 2005. 168 с.

8. Исакович М.А. Общая акустика. М.: Наука, 1973. 496 с.

DEVELOPMENT OF A PULSATION DAMPENER FOR HYDRAULIC SYSTEMS OF POWER PLANTS

© 2019

- A. N. Kryuchkov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kan@ssau.ru
- M. A. Ermilov** Junior Researcher, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; emasamara@gmail.com
- E. N. Ermilova** Postgraduate Student, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ermilova6488@gmail.com
- I. V. Balakhonov** Master's Degree Student, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vidiaskina@gmail.ru
- A. N. Vidyaskina** Undergraduate Student, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vidiaskina@gmail.ru

The article considers the development of a capacitance-type pressure pulsation dampener. The pressure pulsation dampener is used to reduce the noise of hydraulic systems which are subject to increased requirements for vibro-acoustic characteristics. The developed pressure pulsation dampener is a flexible element with negligible hydraulic resistance. This element contains a gas cavity the pressure in which depends on its deformation. Overall dimensions of the dampener under investigation do not exceed the dimensions of a standard pipeline. This property, along with its low hydraulic resistance, is an advantage over its analogues. The article analyzes the known pressure pulsation dampeners and considers two design schemes of the proposed device. The experimental results of analyzing the dampener that showed its high efficiency (5 ... 40 dB) in a wide range of pressure oscillations in the fluid flow (20 ... 3000 Hz) are presented.

Power plants; hydraulic systems; hydrodynamic noise; pressure pulsation dampeners; laser welding.

Citation: Kryuchkov A.N., Ermilov M.A., Ermilova E.N., Balakhonov I.V., Vidyaskina A.N. Development of a pulsation dampener for hydraulic systems of power plants. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 146-155. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-146-155

References

1. SP 51.13330.2011. Sound protection. Moscow: OAO «TsPP» Publ., 47 p. (In Russ.)
2. Berestovitskiy E.G., Gladilin Yu.A., Golovanov V.I., Sarafanov I.A. *Snizhenie vibratsii i shuma gidravlicheskih priborov sistem upravleniya tekhnicheskimi sredstvami* [Reducing vibration and noise of control systems hydraulic devices]. Saint-Petersburg: Asterion Publ., 2009. 315 p.
3. Kiesbauer J. Control valves for critical applications. *Hydrocarbon Processing*. 2001. V. 80, Iss. 6. P. 89-100.

4. Zinevich V.D., Geshlin L.A. *Porshnevye i shesterennyye pnevmodvigateli gornoshakhtnogo oborudovaniya* [Piston and gear pneumatic motors for mining equipment]. Moscow: Nedra Publ., 1982. 199 p.

5. Slavin I.I. *Proizvodstvennyy shum i bor'ba s nim* [Industrial noise and its control]. Moscow: Profizdat Publ., 1955. 336 p.

6. Grigor'yan F.E., Pertsovskiy E.A. *Raschet i proektirovanie glushiteley shuma energoustanovok* [Calculation and design of silencers for power plants]. Leningrad: Energiya. Leningradskoe Otdelenie Publ., 1980. 118 p.

7. Golovin A.N., Shorin V.P. *Gasiteli kolebaniy dlya gidravlicheskih sistem* [Oscillation dampers for hydraulic systems]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2005. 168 p.

8. Isakovich M.A. *Obshchaya akustika* [General acoustics]. Moscow: Nauka Publ., 1973. 496 p.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ БЕЗОТРЫВНОГО ДВИЖЕНИЯ РОТОРА ПО АНИЗОТРОПНО УПРУГОЙ ОПОРЕ С ЗАЗОРОМ

© 2019

А. Н. Никифоров кандидат технических наук, старший научный сотрудник;
Институт машиноведения им. А.А. Благодного Российской академии наук, г. Москва;
n.andre@mail.ru

Г. Я. Пановко доктор технических наук, главный научный сотрудник;
Институт машиноведения им. А.А. Благодного Российской академии наук, г. Москва;
gpanovko@yandex.ru

А. Е. Шохин кандидат технических наук, старший научный сотрудник;
Институт машиноведения им. А.А. Благодного Российской академии наук, г. Москва;
shohinsn@mail.ru

С помощью теоретической модели и натурных испытаний показаны кинематические и динамические особенности обкатки гибким ротором несмазанной опоры с зазором и двоякой жёсткостью. Используется сочетание оригинальных подходов и известных аналитических и экспериментальных методов. В частности, уравнения движения составляются по Лагранжу в комплексных и комплексно-сопряжённых координатах, а их решения разыскиваются в экспоненциальной форме и посредством исключения контактных сил из рассмотрения и введения малого параметра. Измерения вибрации производятся не на станине установки с использованием акселерометров, а в её источнике – непосредственным слежением за осью ротора парой токовых бесконтактных датчиков перемещений, установленных в конфигурации XY. Отсюда чёткость опытных данных не зависит от механической проводимости деталей между ротором-источником и датчиками-приёмниками. В результате достоверно определяются частота, амплитуда и границы существования обратной прецессии, а также делается вывод о принципиальной невозможности обкатки при определённой комбинации параметров.

Анизотропная роторная система; математическая и экспериментальная модель; качение; проскальзывание; скорость прецессии.

Цитирование: Никифоров А.Н., Пановко Г.Я., Шохин А.Е. Экспериментально-теоретическое исследование безотрывного движения ротора по анизотропно упругой опоре с зазором // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 156-168. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-156-168

Введение

На практике подшипниковые узлы (стойки, крепления, а иногда и сами подшипники) обладают упругой податливостью, причём часто она сравнима с податливостью (гибкостью) удерживаемого ими вала и не изотропна, т.е. существуют наименьшее k_{\min} и наибольшее k_{\max} значения жёсткости во взаимно перпендикулярных направлениях. Бывает и податливость вала такая, что он вместе с насаженными на него деталями может быть представлен как абсолютно твёрдое тело на опорах с «двойкой» жёсткостью. Несмотря на то, что контактное взаимодействие ротора и подшипника с зазором изучается с середины прошлого века, в качестве примера нелегко привести большое число научных работ, в которых учитываются контактное трение и неравножесткость роторной системы.

В [1] теоретически и экспериментально демонстрируется уменьшение диапазона обкатки путём неравножесткого подкрепления резервного (страхующего) подшипника с зазором. Работа показывает, что вращающийся вал с такой опорой выходит к бескон-

тактному движению из состояния обкатки при значительно большей скорости вращения, чем в симметричном случае поддержки.

В [2] проведено экспериментальное исследование поведения гибкого неуравновешенного ротора, установленного на анизотропные подшипники и задевающего в окрестности его критической скорости статор. В результате обнаружены первая и вторая гармоники ω и 2ω , а также компоненты, частота которых не кратна частоте вращения ω , но не обнаружена характерная для анизотропных роторных систем обратная прецессия. Согласно разъяснению данный признак влияния анизотропии опор исчез при контакте ротора со статором из-за повышения жёсткости и понижения анизотропии системы.

Объект исследования

Пусть гибкий вал с диском общей массой m вращается с постоянной угловой скоростью ω в трёх одинаково неравножестких подшипниках, но один из них имеет зазор δ на конце получающегося консольного вылета (рис. 1). Более того, пусть вал совершает с некоторой циклической частотой $|\Omega|$ чисто поступательное (без узлов колебаний) движение в сторону, противоположную собственному вращению, т.е. близкое к основной форме нерегулярной или эллиптической прецессии. При этом в неподвижных координатах x_0 и y_0 обозначают проекции радиального смещения центров опор; x , y и \tilde{x} , \tilde{y} – проекции поперечного отклонения точки приведения или центра диска в случаях бесконечно большого зазора ($\delta = \infty$) и отсутствия зазора ($\delta = 0$) в третьем подшипнике.

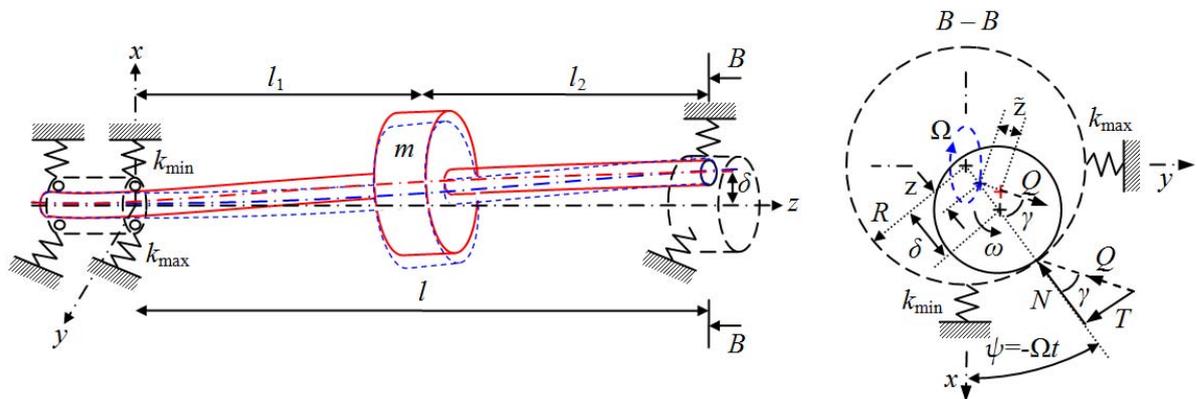


Рис. 1. Движение гибкого ротора на неравножестких подшипниках, один из которых с зазором, до (синий пунктирный контур) и после (красный сплошной контур) выборки зазора

Предполагается, что угловые и крутильные колебания в системе не происходят, поскольку соответствующие собственные частоты системы намного выше ω и $|\Omega|$ даже при значительном увеличении последних. Конечно, значительность ω и $|\Omega|$ относительно угловых и крутильных частот нужно понимать условно – это может быть возрастание до таких значений, при которых движение вала всё ещё не становится поступательно-угловым (с узлами колебаний) или/и поступательно-крутильным. Наконец, пусть осевая вибрация вала конструктивно исключена.

Математическая модель

Запишем выражения кинетической и потенциальной энергии двухопорной с $\delta = \infty$ (трёхопорной с $\delta = 0$) системы при основных (чисто поступательных) колебаниях:

$$W = \frac{m}{2} \dot{x}^2 + \frac{m}{2} \dot{y}^2, \quad U = \frac{k_{11}}{2} (x - x_0)^2 + \frac{k_{11}}{2} (y - y_0)^2 + \frac{2k_{\min}}{2} x_0^2 + \frac{2k_{\max}}{2} y_0^2,$$

$$\left(\tilde{W} = \frac{m}{2} \dot{\tilde{x}}^2 + \frac{m}{2} \dot{\tilde{y}}^2, \quad \tilde{U} = \frac{\tilde{k}_{11}}{2} (\tilde{x} - x_0)^2 + \frac{\tilde{k}_{11}}{2} (\tilde{y} - y_0)^2 + \frac{3k_{\min}}{2} x_0^2 + \frac{3k_{\max}}{2} y_0^2 \right),$$

где $k_{11} = \frac{3EJ}{l_1^3}$ и $\tilde{k}_{11} = \frac{12EJl^3}{l_1^3 l_2^2 (3l + l_2)}$ – соответственно приведённая к центру диска жёсткость на изгиб консольного вала и вала с опёртыми концами в абсолютно жёстких опорах.

Подставляя эти выражения в уравнения Лагранжа, можно составить дифференциальные уравнения движения недемпфированной двухопорной и трёхопорной системы:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} + k_{11}(x - x_0) &= 0, & m\ddot{\tilde{x}} + \tilde{k}_{11}(\tilde{x} - x_0) &= 0, \\ m\ddot{y} + k_{11}(y - y_0) &= 0, & m\ddot{\tilde{y}} + \tilde{k}_{11}(\tilde{y} - y_0) &= 0, \\ k_{11}(x_0 - x) + 2k_{\min}x_0 &= 0, & \tilde{k}_{11}(x_0 - \tilde{x}) + 3k_{\min}x_0 &= 0, \\ k_{11}(y_0 - y) + 2k_{\max}y_0 &= 0, & \tilde{k}_{11}(y_0 - \tilde{y}) + 3k_{\max}y_0 &= 0. \end{aligned}$$

В двух последних уравнениях нет производных, поэтому x_0, y_0 могут быть исключены и получены уравнения с двумя неизвестными:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} + k_x x &= 0, & m\ddot{\tilde{x}} + \tilde{k}_x \tilde{x} &= 0, \\ m\ddot{y} + k_y y &= 0, & m\ddot{\tilde{y}} + \tilde{k}_y \tilde{y} &= 0, \end{aligned}$$

$$\text{где } k_x = \frac{2k_{\min}k_{11}}{2k_{\min} + k_{11}}, \quad k_y = \frac{2k_{\max}k_{11}}{2k_{\max} + k_{11}}, \quad \tilde{k}_x = \frac{3k_{\min}\tilde{k}_{11}}{3k_{\min} + \tilde{k}_{11}}, \quad \tilde{k}_y = \frac{3k_{\max}\tilde{k}_{11}}{3k_{\max} + \tilde{k}_{11}}.$$

Эти уравнения принципиально не отличаются от уравнений для упругого вала с диском на жёстких опорах, в т.ч. при контакте [3]. В случае нагружения двухопорного вала составляющими (проекциями) силы N (нормального давления) и разгрузки трёхопорного вала на эти же усилия ($N_x \cos \psi$ и $N_y \sin \psi$) можно прийти к двум эквивалентным друг другу контактными системам без трения:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} + k_x x &= -N_x \cos \psi, & m\ddot{\tilde{x}} + \tilde{k}_x \tilde{x} &= N_x \cos \psi, \\ m\ddot{y} + k_y y &= -N_y \sin \psi, & m\ddot{\tilde{y}} + \tilde{k}_y \tilde{y} &= N_y \sin \psi. \end{aligned}$$

Для контактно-динамических расчётов с учётом второй некруговой формы (поступательно-угловой эллиптической прецессии) также могут быть составлены соответствующие дифференциальные уравнения движения, подобные приведённым в [1], как уравнения равновесия сил и моментов в проекциях на координатные оси:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} + k_{11}^x x + k_{12}^x \varphi_y &= -N_x \cos \psi, & m\ddot{\tilde{x}} + \tilde{k}_{11}^x \tilde{x} + \tilde{k}_{12}^x \tilde{\varphi}_y &= N_x \cos \psi, \\ m\ddot{y} + k_{11}^y y + k_{12}^y \varphi_x &= -N_y \sin \psi, & m\ddot{\tilde{y}} + \tilde{k}_{11}^y \tilde{y} + \tilde{k}_{12}^y \tilde{\varphi}_x &= N_y \sin \psi, \\ I\ddot{\varphi}_x - I_0 \omega \dot{\varphi}_y + k_{21}^y y + k_{22}^y \varphi_x &= -N_y l_2 \sin \psi, & I\ddot{\tilde{\varphi}}_x - I_0 \omega \dot{\tilde{\varphi}}_y + \tilde{k}_{21}^y \tilde{y} + \tilde{k}_{22}^y \tilde{\varphi}_x &= N_y l_2 \sin \psi, \\ I\ddot{\varphi}_y + I_0 \omega \dot{\varphi}_x + k_{21}^x x + k_{22}^x \varphi_y &= -N_x l_2 \cos \psi, & I\ddot{\tilde{\varphi}}_y + I_0 \omega \dot{\tilde{\varphi}}_x + \tilde{k}_{21}^x \tilde{x} + \tilde{k}_{22}^x \tilde{\varphi}_y &= N_x l_2 \cos \psi, \end{aligned}$$

где $k_{11}^x, k_{12}^x = k_{21}^x, k_{22}^x$ и $k_{11}^y, k_{12}^y = k_{21}^y, k_{22}^y$ ($\tilde{k}_{11}^x, \tilde{k}_{12}^x = \tilde{k}_{21}^x, \tilde{k}_{22}^x$ и $\tilde{k}_{11}^y, \tilde{k}_{12}^y = \tilde{k}_{21}^y, \tilde{k}_{22}^y$) – жёсткости двухопорного (трёхопорного) вала, приведённые к центру его диска, действующие в плоскости xz и yz .

Отсюда нетрудно построить матричное уравнение, блочная структура которого может быть использована при обобщении на вал с несколькими дисками [4], в частности в двухопорном случае:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & [0] \\ [0] & \mathbf{M} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\dot{q}_x\} \\ \{\dot{q}_y\} \end{Bmatrix} + \omega \begin{bmatrix} [0] & -\mathbf{G} \\ \mathbf{G} & [0] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\dot{q}_x\} \\ \{\dot{q}_y\} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_x & [0] \\ [0] & \mathbf{K}_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{q_x\} \\ \{q_y\} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} \{f_N^x\} \\ \{f_N^y\} \end{Bmatrix},$$

где $\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}$, $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & I_0 \end{bmatrix}$, $\mathbf{K}_x = \begin{bmatrix} k_{11}^x & k_{12}^x \\ k_{21}^x & k_{22}^x \end{bmatrix}$, $\mathbf{K}_y = \begin{bmatrix} k_{11}^y & k_{12}^y \\ k_{21}^y & k_{22}^y \end{bmatrix}$,

$$\{q_x\} = \begin{Bmatrix} x \\ \varphi_x \end{Bmatrix}, \{q_y\} = \begin{Bmatrix} y \\ \varphi_y \end{Bmatrix}, \{f_N^x\} = \cos \psi \begin{Bmatrix} N_x \\ N_x l_2 \end{Bmatrix}, \{f_N^y\} = \sin \psi \begin{Bmatrix} N_y \\ N_y l_2 \end{Bmatrix}.$$

При учёте трения и анализе прецессии следует вспомнить, что, применяя комплексное представление, попросту используют удобный математический аппарат, позволяющий эффективно моделировать гистерезисное демпфирование и эллиптическое движение в роторной системе. А именно, целесообразно ввести комплексные $z = x + iy$, $\tilde{z} = \tilde{x} + i\tilde{y}$ и комплексно-сопряжённые $\bar{z} = x - iy$, $\tilde{\bar{z}} = \tilde{x} - i\tilde{y}$ координаты, т.е. в простейшей постановке задачи исходить из уравнений вида:

$$m\ddot{z} + k_{\frac{1}{2}\Sigma}z - k_{\frac{1}{2}\Delta}\bar{z} = -N_x \cos \psi - iN_y \sin \psi, \quad m\ddot{\tilde{z}} + \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Sigma}\tilde{z} - \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Delta}\tilde{\bar{z}} = N_x \cos \psi + iN_y \sin \psi, \quad (1)$$

где $k_{\frac{1}{2}\Sigma} = \frac{k_x + k_y}{2}$ и $k_{\frac{1}{2}\Delta} = \frac{k_y - k_x}{2}$ – полусумма и полуразность жёсткостей для двухопорной системы; $\tilde{k}_{\frac{1}{2}\Sigma} = \frac{\tilde{k}_x + \tilde{k}_y}{2}$ и $\tilde{k}_{\frac{1}{2}\Delta} = \frac{\tilde{k}_y - \tilde{k}_x}{2}$ – для трёхопорной системы.

В случае гистерезисного демпфирования и связанной с ним концепции комплексной жёсткости, а также с учётом проекций силы T контактного трения ($T_x \sin \psi$ и $T_y \cos \psi$) справедливо следующее:

$$\begin{aligned} m\ddot{z} + k_{\frac{1}{2}\Sigma}(1 + i\eta)z - k_{\frac{1}{2}\Delta}(1 + i\eta)\bar{z} &= -N_x \cos \psi + T_x \sin \psi - iN_y \sin \psi - iT_y \cos \psi, \\ m\ddot{\tilde{z}} + \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Sigma}(1 + i\eta)\tilde{z} - \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Delta}(1 + i\eta)\tilde{\bar{z}} &= N_x \cos \psi - T_x \sin \psi + iN_y \sin \psi + iT_y \cos \psi, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\eta = \pm\eta$ – коэффициент потерь (энергии колебаний) в материалах роторной системы, знак перед которым зависит от направления прецессии вала: «+» для прямой, «-» для обратной.

Анизотропно упругие опоры влияют так, что ротор будет совершать колебания в виде эллиптической прецессии. Это движение может быть получено сложением прямой и обратной круговых прецессий с амплитудами A_+ и A_- и угловыми скоростями Ω и $-\Omega$ соответственно, а именно:

$$z = A_+ e^{i\Omega t} + A_- e^{-i\Omega t}, \quad \bar{z} = A_+ e^{-i\Omega t} + A_- e^{i\Omega t}. \quad (3)$$

По аналогии:

$$\tilde{z} = \tilde{A}_+ e^{i\Omega t} + \tilde{A}_- e^{-i\Omega t}, \quad \tilde{z} = \tilde{A}_+ e^{-i\Omega t} + \tilde{A}_- e^{i\Omega t}. \quad (4)$$

Здесь важно обратить внимание на три особенности пользования этими решениями. Во-первых, интересующая (сопряжённая с обкаткой) обратная эллиптическая прецессия будет иметь место, если только $A_- > A_+$, $\tilde{A}_- > \tilde{A}_+$. Во-вторых, подстановка решений (3) и (4) не нарушит эквивалентность недемпфированных двухопорной и трёхопорной систем (1) и нарушит её в демпфированном случае. Для сохранения тождественности этих систем с трением (2) при подстановке в них указанных решений необходимо учитывать отставание вектора \tilde{z} от вектора z на угол трения γ , т.е. вместо (3) и (4) пользоваться при демпфировании решениями (3) и (5):

$$\tilde{z} = \tilde{A}_+ e^{i(\gamma + \Omega t)} + \tilde{A}_- e^{i(\gamma - \Omega t)}, \quad \tilde{z} = \tilde{A}_+ e^{-i(\gamma + \Omega t)} + \tilde{A}_- e^{-i(\gamma - \Omega t)}. \quad (5)$$

В-третьих, сумма векторов z и \tilde{z} будет представлять собой полное перемещение \tilde{z}_Σ исходного ротора (на двух неравножѣстких опорах) при контакте с третьей неравножѣсткой опорой:

$$\tilde{z}_\Sigma = \sqrt{z^2 + \tilde{z}^2 + 2z\tilde{z} \cos \gamma},$$

где вектор z – роторное перемещение (в точке приведения или по центру диска) до контакта (при касании), \tilde{z} – после контакта (при опирании).

Колебания, описываемые указанными решениями, характеризуются как вынужденные, поскольку действующие в направлениях x и y периодические контактные силы можно представить как сумму двух векторов, вращающихся в противоположные стороны, т.е. в аналогичном виде:

$$\begin{aligned} (N_x + iT_y) \cos(-\Omega t) &= \frac{N_x + iT_y}{2} e^{i\Omega t} + \frac{N_x + iT_y}{2} e^{-i\Omega t}, \\ (N_y + iT_x) \sin(-\Omega t) &= i \frac{N_y + iT_x}{2} e^{i\Omega t} - i \frac{N_y + iT_x}{2} e^{-i\Omega t}. \end{aligned}$$

При этих заменах уравнения (2) неустановившегося прямого или обратного безотрывного движения вала с диском на неравножѣстких опорах преобразуются в уравнения его стационарной обратной эллиптической прецессии:

$$\begin{aligned} m\ddot{z} + k_{\frac{1}{2}\Sigma}(1 - i\eta)z - k_{\frac{1}{2}\Delta}(1 - i\eta)\tilde{z} &= -\left(\frac{N_x + iT_y}{2} - \frac{N_y + iT_x}{2}\right)e^{i\Omega t} - \left(\frac{N_x + iT_y}{2} + \frac{N_y + iT_x}{2}\right)e^{-i\Omega t}, \\ m\ddot{\tilde{z}} + \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Sigma}(1 - i\eta)\tilde{z} - \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Delta}(1 - i\eta)\tilde{\tilde{z}} &= \left(\frac{N_x + iT_y}{2} - \frac{N_y + iT_x}{2}\right)e^{i\Omega t} + \left(\frac{N_x + iT_y}{2} + \frac{N_y + iT_x}{2}\right)e^{-i\Omega t}, \end{aligned} \quad (6)$$

где z, \tilde{z} изменяются согласно (3), а $\tilde{z}, \tilde{\tilde{z}}$ изменяются согласно (5).

В достоверности выполненных замен можно убедиться, полагая $N_x = N_y = N$ и $T_x = T_y = T$, т.е. переходя к симметричным системам, правой частью которых при обкатке является выражение $(N + iT)e^{-i\Omega t}$.

Подстановка (3) и (5) в (6) приводит к четырѣм уравнениям:

$$\begin{aligned}
 & \left(k_{\frac{1}{2}\Sigma}(1-i\eta) - m\Omega^2\right)A_+ - k_{\frac{1}{2}\Delta}(1-i\eta)A_- = -\left(\frac{N_x+iT_y}{2} - \frac{N_y+iT_x}{2}\right), \\
 & -k_{\frac{1}{2}\Delta}(1-i\eta)A_+ + \left(k_{\frac{1}{2}\Sigma}(1-i\eta) - m\Omega^2\right)A_- = -\left(\frac{N_x+iT_y}{2} + \frac{N_y+iT_x}{2}\right), \\
 & \left(\tilde{k}_{\frac{1}{2}\Sigma}(1-i\eta) - m\Omega^2\right)\tilde{A}_+ e^{i\gamma} - \tilde{k}_{\frac{1}{2}\Delta}(1-i\eta)\tilde{A}_- e^{-i\gamma} = \frac{N_x+iT_y}{2} - \frac{N_y+iT_x}{2}, \\
 & -\tilde{k}_{\frac{1}{2}\Delta}(1-i\eta)\tilde{A}_+ e^{-i\gamma} + \left(\tilde{k}_{\frac{1}{2}\Sigma}(1-i\eta) - m\Omega^2\right)\tilde{A}_- e^{i\gamma} = \frac{N_x+iT_y}{2} + \frac{N_y+iT_x}{2}.
 \end{aligned}$$

Складывая уравнения – первое со вторым и третье с четвертым, а затем разделяя вещественные и мнимые части, можно получить:

$$\begin{aligned}
 & (m\Omega^2 - k_x)A_{\max} = N_x, \\
 & \eta k_x A_{\max} = T_y, \\
 & (\tilde{k}_x - m\Omega^2)\tilde{A}_{\max} \cos \gamma + \eta \tilde{k}_y \tilde{A}_{\max} \sin \gamma = N_x, \\
 & -\eta \tilde{k}_x \tilde{A}_{\max} \cos \gamma + (\tilde{k}_y - m\Omega^2)\tilde{A}_{\max} \sin \gamma = T_y,
 \end{aligned} \tag{7a}$$

где $A_{\max} = A_+ + A_-$, $\tilde{A}_{\max} = \tilde{A}_+ + \tilde{A}_-$.

Вычитая из первого уравнения второе, а из третьего – четвертое, отделяя потом действительные и мнимые части, в результате получим:

$$\begin{aligned}
 & (m\Omega^2 - k_y)A_{\min} = N_y, \\
 & \eta k_y A_{\min} = T_x, \\
 & (\tilde{k}_y - m\Omega^2)\tilde{A}_{\min} \cos \gamma + \eta \tilde{k}_x \tilde{A}_{\min} \sin \gamma = N_y, \\
 & -\eta \tilde{k}_y \tilde{A}_{\min} \cos \gamma + (\tilde{k}_x - m\Omega^2)\tilde{A}_{\min} \sin \gamma = T_x,
 \end{aligned} \tag{7b}$$

где $A_{\min} = A_- - A_+$, $\tilde{A}_{\min} = \tilde{A}_- - \tilde{A}_+$.

Рассматривая уравнения, исключаяющие неизвестные контактные силы:

$$\begin{aligned}
 & (\tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2)\tilde{A}_{\max} \cos \gamma + \eta \tilde{\lambda}_y^2 \tilde{A}_{\max} \sin \gamma = (\Omega^2 - \lambda_x^2)A_{\max}, \\
 & -\eta \tilde{\lambda}_x^2 \tilde{A}_{\max} \cos \gamma + (\tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2)\tilde{A}_{\max} \sin \gamma = \eta \lambda_x^2 A_{\max}
 \end{aligned}$$

и

$$\begin{aligned}
 & (\tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2)\tilde{A}_{\min} \cos \gamma + \eta \tilde{\lambda}_x^2 \tilde{A}_{\min} \sin \gamma = (\Omega^2 - \lambda_y^2)A_{\min}, \\
 & -\eta \tilde{\lambda}_y^2 \tilde{A}_{\min} \cos \gamma + (\tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2)\tilde{A}_{\min} \sin \gamma = \eta \lambda_y^2 A_{\min},
 \end{aligned}$$

можно отыскать в зависимости от известных (соответствующих касанию) амплитуд A_{\max} , A_{\min} искомые (контактные) амплитуды \tilde{A}_{\max} , \tilde{A}_{\min} и скорость Ω прецессии ротора при обкатке из отношений вида:

$$\begin{aligned} \tilde{A}_{\max} \cos \gamma &= \frac{\begin{vmatrix} \Omega^2 - \lambda_x^2 & \eta \tilde{\lambda}_y^2 \\ \eta \lambda_x^2 & \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 & \eta \tilde{\lambda}_y^2 \\ -\eta \tilde{\lambda}_x^2 & \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}} A_{\max}, & \tilde{A}_{\min} \cos \gamma &= \frac{\begin{vmatrix} \Omega^2 - \lambda_y^2 & \eta \tilde{\lambda}_x^2 \\ \eta \lambda_y^2 & \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 & \eta \tilde{\lambda}_x^2 \\ -\eta \tilde{\lambda}_y^2 & \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}} A_{\min}, \\ \tilde{A}_{\max} \sin \gamma &= \frac{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 & \Omega^2 - \lambda_x^2 \\ -\eta \tilde{\lambda}_x^2 & \eta \lambda_x^2 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 & \eta \tilde{\lambda}_y^2 \\ -\eta \tilde{\lambda}_x^2 & \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}} A_{\max}, & \tilde{A}_{\min} \sin \gamma &= \frac{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 & \Omega^2 - \lambda_y^2 \\ -\eta \tilde{\lambda}_y^2 & \eta \lambda_y^2 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 & \eta \tilde{\lambda}_x^2 \\ -\eta \tilde{\lambda}_y^2 & \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}} A_{\min}, \\ \mu = \tan \gamma &= \eta \frac{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 & \Omega^2 - \lambda_x^2 \\ -\tilde{\lambda}_x^2 & \lambda_x^2 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \Omega^2 - \lambda_x^2 & \eta \tilde{\lambda}_y^2 \\ \eta \lambda_x^2 & \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}}, & \mu = \tan \gamma &= \eta \frac{\begin{vmatrix} \tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2 & \Omega^2 - \lambda_y^2 \\ -\tilde{\lambda}_y^2 & \lambda_y^2 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \Omega^2 - \lambda_y^2 & \eta \tilde{\lambda}_x^2 \\ \eta \lambda_y^2 & \tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2 \end{vmatrix}}. \end{aligned}$$

При этом допустимо пренебречь членами с множителем η^2 ввиду их малости по сравнению с остальными.

Тогда

$$\begin{aligned} \tilde{A}_{\max} &\approx \frac{\Omega^2 - \lambda_x^2}{\tilde{\lambda}_x^2 - \Omega^2} A_{\max}, & \tilde{A}_{\min} &\approx \frac{\Omega^2 - \lambda_y^2}{\tilde{\lambda}_y^2 - \Omega^2} A_{\min}, \\ \Omega^4 - \left(\lambda_x^2 + \tilde{\lambda}_y^2 - \frac{\eta}{\mu} (\tilde{\lambda}_x^2 - \lambda_x^2) \right) \Omega^2 + \lambda_x^2 \tilde{\lambda}_y^2 &= 0, & \Omega^4 - \left(\lambda_y^2 + \tilde{\lambda}_x^2 - \frac{\eta}{\mu} (\tilde{\lambda}_y^2 - \lambda_y^2) \right) \Omega^2 + \lambda_y^2 \tilde{\lambda}_x^2 &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Выбирая справедливое биквадратное уравнение для $|\Omega|$, нужно понимать, что $\lambda_x < \lambda_y$ и $\tilde{\lambda}_x < \tilde{\lambda}_y$, а \tilde{A}_{\max} и \tilde{A}_{\min} будут одновременно положительными, если $\lambda_y < |\Omega| < \tilde{\lambda}_x$. Это же неравенство вытекает из условия положительности сил N_x и N_y и уравнений (7) в случае недемпфированных систем:

$$\left. \begin{aligned} (m\Omega^2 - k_x) A_{\max} &> 0 \\ (m\Omega^2 - k_y) A_{\min} &> 0 \\ (\tilde{k}_x - m\Omega^2) \tilde{A}_{\max} &> 0 \\ (\tilde{k}_y - m\Omega^2) \tilde{A}_{\min} &> 0 \end{aligned} \right\}, \quad \left. \begin{aligned} \lambda_x &< |\Omega| \\ \lambda_y &< |\Omega| \\ |\Omega| &< \tilde{\lambda}_x \\ |\Omega| &< \tilde{\lambda}_y \end{aligned} \right\}, \quad \lambda_x < \lambda_y < |\Omega| < \tilde{\lambda}_x < \tilde{\lambda}_y.$$

Очевидно, справедливым уравнением для $|\Omega|$ будет четвёртое из (8), которое при устремлении конструкционного демпфирования к нулю ($\eta = 0$) принимает вид:

$$\Omega^4 - (\lambda_y^2 + \tilde{\lambda}_x^2) \Omega^2 + \lambda_y^2 \tilde{\lambda}_x^2 = 0.$$

Отсюда $|\Omega| = \lambda_y$, или $|\Omega| = \tilde{\lambda}_x$.

Полагая для общего случая ($\eta \neq 0$): $|\Omega| = \lambda + \Delta = \lambda(1 + \varepsilon)$, где Δ и $\varepsilon = \Delta/\lambda$ – некоторая и малая поправки от трения, и вставляя соответствующие приближения второй и четвёртой степени $\Omega^2 \approx \lambda^2(1 + 2\varepsilon)$ и $\Omega^4 \approx \lambda^4(1 + 4\varepsilon)$ в биквадратное уравнение, можно выразить малый параметр ε :

$$\varepsilon = -\frac{\eta}{2\mu} \frac{\tilde{\lambda}_y^2 - \lambda_y^2}{2\lambda^2 - \lambda_y^2 - \tilde{\lambda}_x^2 + \frac{\eta}{\mu}(\tilde{\lambda}_y^2 - \lambda_y^2)}. \quad (9)$$

На практике увеличение трения не может приводить к росту скорости, поэтому ε -поправка должна быть отрицательной величиной. Этому из пары теоретически возможных вариантов $\lambda = \lambda_y$ и $\lambda = \tilde{\lambda}_x$ удовлетворяет последний, в чём можно убедиться непосредственной их подстановкой в (9), предположив малость конструкционного демпфирования.

В результате:

$$|\Omega| = \tilde{\lambda}_x(1 + \varepsilon) \approx \tilde{\lambda}_x \left(1 - \frac{1}{2} \frac{\eta/\mu}{\Xi + \eta/\mu} \right), \quad \text{где } \Xi = \frac{\tilde{\lambda}_x^2 - \lambda_y^2}{\tilde{\lambda}_y^2 - \lambda_y^2}.$$

Экспериментальное обоснование математической модели

Математическое описание и реальная динамика неизотропной роторной системы всегда сложнее, чем в изотропном случае. Успех в решении многих задач, в т.ч. по обкатке круглым ротором неравножѣстких опор, зависит от правильного выбора упрощѣнной расчѣтной модели, а обоснованные упрощения можно сделать лишь на основании опытов.

Для того чтобы вычислить параметры обкатки (частоту, радиус и диапазон(ы) сопряжѣнной с ней прецессии), прежде всего нужно определить силы контактного взаимодействия ротора с опорой. Поскольку последние задаются некоторыми уравнениями, обычно на основе законов Герца и Кулона, а в развиваемой теории – уравнениями стационарного эллиптического движения эквивалентной роторной системы с дополнительной неравножѣсткой опорой на месте контакта, для оценки точности расчѣтов необходимо иметь экспериментальные параметры обкатки при различных угловых скоростях ротора и поперечных жѣсткостях опор(ы). Таким образом, основная цель испытаний – измерение частоты и амплитуды прецессии осесимметричного ротора в условиях обкатки им опоры с двойкой жѣсткостью и выявление границ устойчивости обкатки в такой системе.

Соответствующие эксперименты проводились на качественно обновлѣнной установке с тонким длинным консольным валом на шарикоподшипниках (рис. 2), на свободном конце которого располагается опора в виде имеющей зазор и подвижной в одном из поперечных направлений втулки. В другом перпендикулярном оси вала направлении втулка не может перемещаться. С одной стороны жѣсткая, а с другой – вариативно-податливая конструкция опоры обеспечивается за счѣт поступательного перемещения её внутренней части, включающей втулку, по шариковым направляющим. Для разработанной опоры-втулки предусмотрены три степени её собственной однонаправленной податливости: жѣсткая при блокировке болтами (т.е. изотропный случай, с которым целесообразно вести сравнение), упругая при поджатии пружинами (для получения умеренной анизотропии) и свободно перемещающаяся (абсолютный анизотропный случай).

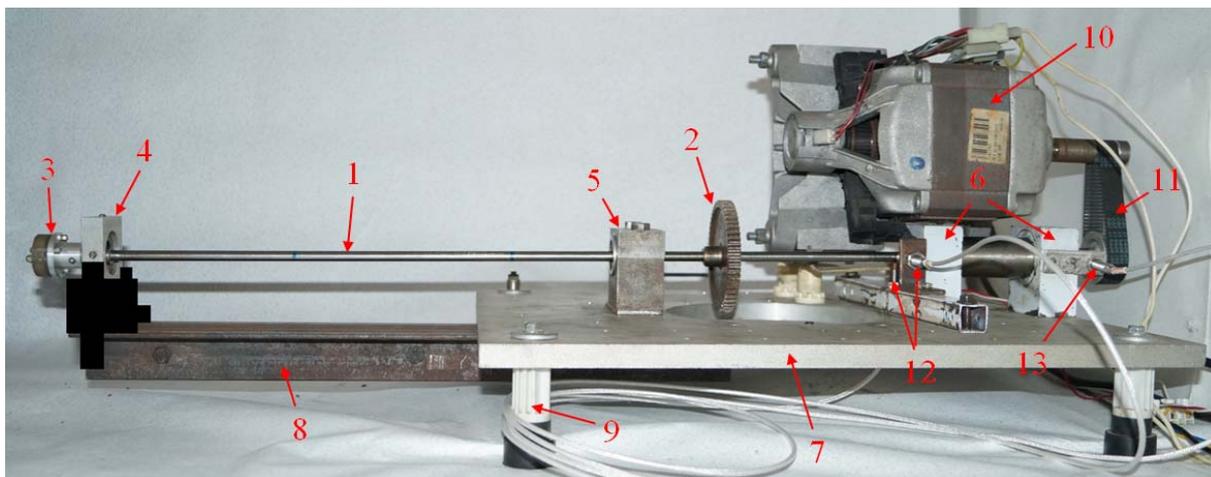


Рис. 2. Экспериментальная установка:

1 – вал (масса 255 г, диаметр 8 мм и длина 645 мм); 2 – диск (масса 270 г); 3 – светодиодный индикатор (масса 75 г); 4 – анизотропно упругая опора с малым радиальным зазором; 5 – страхующая опора с большим зазором; 6 – шарикоподшипниковые опоры; 7 – плита станины; 8 – кронштейн станины; 9 – стойка станины; 10 – электродвигатель; 11 – зубчато-ременная передача; 12 – датчики поперечных перемещений вала; 13 – датчик частоты вращения вала

Регулируемый привод, состоящий из электродвигателя и понижающей зубчато-ременной передачи, позволяет доводить частоту вращения вала до 120 Гц. Насаженные на вал диск и наконечник со светодиодами понижают частоты собственных колебаний. Первые три собственные частоты собранного ротора как консольного: $\lambda_1 = 2\pi \times 13$ Гц, $\lambda_2 = 2\pi \times 62$ Гц и $\lambda_3 = 2\pi \times 160$ Гц, а как заземлённого на одном конце и свободно опёртого на жёсткую втулку на противоположном конце: $\tilde{\lambda}_1 = 2\pi \times 48$ Гц, $\tilde{\lambda}_2 = 2\pi \times 124$ Гц и $\tilde{\lambda}_3 = 2\pi \times 315$ Гц.

Поперечные колебания вала, в т.ч. в неравножесткой опоре с номинальным зазором, характеризующимся безразмерным значением $r/\delta = 3,5$, где r – радиус вала, измерялись базовым комплектом аппаратуры, включающим бесконтактные токовихревые датчики перемещений и частоты вращения, преобразователи типа «зазор – напряжение», аналого-цифровой преобразователь и ноутбук с предустановленными программами LGraph2 и Matlab. Параллельно с записью текущих значений частоты вращения и осциллограмм виброперемещений вала во взаимно перпендикулярных направлениях можно было вести видеосъёмку со скоростью 240 кадр/с либо форм колебаний вала, либо траекторий его оси и эксцентрической точки по следам соответствующих светодиодов.

Возбуждение обкатки валом анизотропно закреплённой втулки осуществлялось короткими импульсными воздействиями после достижения вращения примерно с частотой 100 Гц, т.е. уже после полного разгона на начальной фазе останова ротора. В изотропной экспериментальной системе, как правило, происходило самовозбуждение обкатки, в т.ч. гораздо раньше выхода на 100 Гц.

На рис. 3 показана типичная динамика, наблюдавшаяся при испытаниях ротора с умеренно анизотропной опорой, где частота прецессии $\Omega = \frac{1}{2\pi} |\dot{\Omega}|$ автоматизировано определена по основному пику на Фурье-спектре, который алгоритмически вычислен для каждого секундного отрезка времени при постобработке экспериментальных данных.

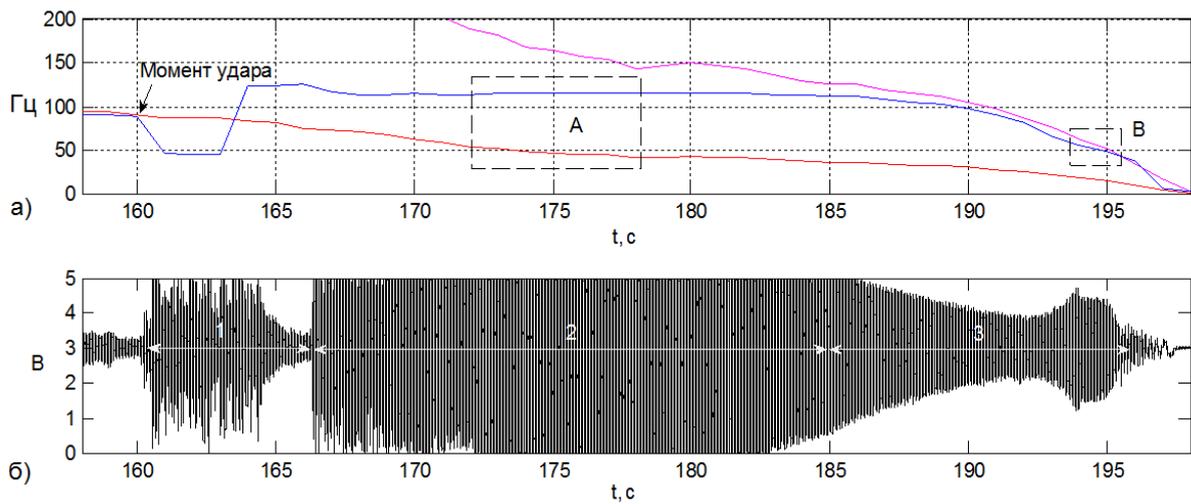


Рис. 3. Результаты испытаний ротора с умеренно анизотропной опорой: а – диаграмма «время (с) – частоты (Гц)»: красная кривая – частота вращения f ; розовая – fr/δ ; синяя – частота прецессии Ω ; А – область обкатки с резонансом, возбуждённым дисбалансом; В – область резонанса, возбуждённого обкаткой; б – осциллограмма «время (с) – электрическое напряжение (В)» перемещений ротора в плоскости большей податливости умеренно анизотропной опоры, где 1 – переходный процесс; 2 – обкатка с проскальзыванием; 3 – обкатка без проскальзывания

В начале (после единичного ударного воздействия) видно неустановившееся движение ротора (на временном интервале 1) и, по-видимому, автоколебательного характера со значительной амплитудой и частотой, меньшей $f = \frac{1}{2\pi} \omega$ и близкой к первой собственной жёстко опёртого ротора (48 Гц). Затем эта динамическая неустойчивость сменяется обкаткой с проскальзыванием (средняя вторая часть осциллограммы), на что вкуче указывают высокая частота прецессии ($\Omega > f$), близость Ω к 124 Гц, несовпадение Ω с fr/δ и стоп-кадр на 173 секунде (рис. 4).

Обкатывание со скольжением сохраняется примерно в течение 20 секунд и плавно переходит в чистое качение (правая третья часть осциллограммы), что характеризуется устремлением Ω к fr/δ и подтверждается стоп-кадром на 186 секунде (рис. 4). Также заметно наступление двух резонансных состояний системы, причём в А-случае это обусловлено совпадением основной частоты собственных колебаний с частотой f синхронного возмущения, а в В-случае – с частотой fr/δ асинхронного возмущения.

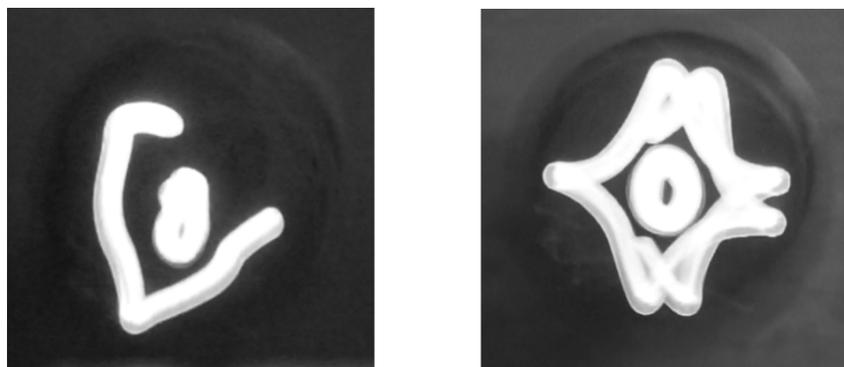


Рис. 4. Реальные движения на 173 секунде и 186 секунде центра ротора (по эллипсу) и его эксцентричной точки (по эпитрохоиде) внутри умеренно анизотропной опоры с зазором

Из стоп-кадров (рис. 4) становится очевидным, что ротор обкатывает анизотропную опору как с проскальзыванием, так и без него. При этом ось ротора всегда движется по эллиптической траектории, а его эксцентричная точка – по эпитрохоиде с числом петель, меньшим или равным четырём, что связано с геометрическим отношением $r/\delta = 3,5$. Здесь, с одной стороны, чем больше проскальзывание, тем меньше число петель, а с другой – чем больше проскальзывание, тем больше расточка втулки и, следовательно, больше отношение r/δ .

На рис. 5 показана типичная динамика, наблюдавшаяся при испытаниях ротора с абсолютно анизотропной опорой. Как видно, даже при нескольких последовательных ударах, система не откликает на них установлением обкатки.

Таким образом, эксперименты подтвердили важнейшее следствие из теории о том, что если $\lambda_y = \tilde{\lambda}_x$, то потенциальные значения для скорости $|\Omega|$ обкатки пропадают, т.е. анизотропно упругую подвеску для статорных элементов можно рассматривать как средство предотвращения обкатки.

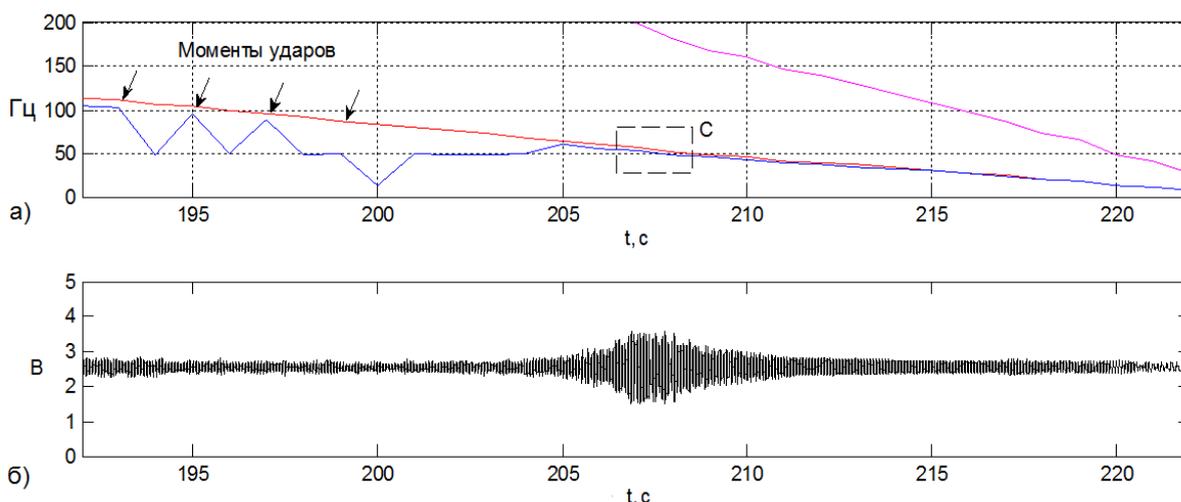


Рис. 5. Результаты испытаний ротора с абсолютно анизотропной опорой:
 а – диаграмма «время (с) – частоты (Гц)»: частоты вращения и прецессии (цвета кривых соответствуют рис. 3, а; С – область резонанса, возбуждённого дисбалансом;
 б – осциллограмма «время (с) – электронное напряжение (В)»: виброперемещения ротора в плоскости большей податливости абсолютно анизотропной опоры

Заключение

В условиях гибкого ротора на неравножестких опорах и небольшого конструктивного демпфирования угловая скорость прецессии при обкатке $|\Omega|$ близка к собственной частоте ротора $\tilde{\lambda}_{\min}$, которая соответствует направлению меньшей жесткости опор и установлению безотрывного взаимодействия между ротором и опорой с зазором.

Нижним пределом для скорости обкатки $|\Omega|$ является собственная частота ротора λ_{\max} , соответствующая направлению большей жесткости опор без взаимодействия с опорой, имеющей зазор.

При жесткостях опор, обеспечивающих для собственных частот ротора соотношение $\lambda_{\max} \geq \tilde{\lambda}_{\min}$, обкатка в системе невозможна.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 18-08-00171.

Библиографический список

1. Inoue T., Ishida Y., Fei G., Md Zahid H. Suppression of the forward rub in rotating machinery by an asymmetrically supported guide // *Journal of Vibration and Acoustics, Transactions of the ASME*. 2011. V. 133, Iss. 2. DOI: 10.1115/1.4002120
2. Куракин А.Д., Нихамкин М.Ш., Семенов С.В. Динамика неуравновешенного гибкого ротора в анизотропных опорах при контакте со статором // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2016. № 4. С. 364-381. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.4.21
3. Никифоров А.Н. Об обкатке с проскальзыванием ротора по статору и влияние на её частоту трения и гироскопических моментов // *Справочник. Инженерный журнал с приложением*. 2018. № 9 (258). С. 21-31. DOI: 10.14489/hb.2018.09.pp.021-031
4. Никифоров А.Н. Об обкатке статора ротором со многими степенями свободы вследствие трения // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2018. № 10 (703). С. 4-17. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-10-4-17

EXPERIMENTAL AND THEORETICAL RESEARCH OF CONTINUOUS MOTION OF ROTOR ON ANISOTROPIC GAPPED ELASTIC SUPPORT

© 2019

- A. N. Nikiforov** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher;
Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy
of Sciences, Moscow, Russian Federation;
n.andre@mail.ru
- G. Ya. Panovko** Doctor of Science (Engineering), Chief Researcher;
Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy
of Sciences, Moscow, Russian Federation;
gpanovko@yandex.ru
- A. Ye. Shokhin** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher;
Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy
of Sciences, Moscow, Russian Federation;
shohinsn@mail.ru

Kinematic and dynamic features of flexible rotor rolling of an unlubricated uneven-stiffness gapped support are shown with the help of a theoretical model and full-scale tests. A combination of original approaches and well-known analytical and experimental methods is used. In particular, the motion equations are Lagrangian, derived in complex and complex-conjugate coordinates, and their solutions are sought in the exponential form, by excluding contact forces from consideration and by introducing a small parameter. Vibration measurements are not made on the rig frame using accelerometers, but at the source of vibration, i.e. by direct tracking of the rotor axle by a pair of eddy-current contactless displacement sensors installed in a XY configuration. Hence, the preciseness of the experimental data does not depend on the mechanical conductivity of the parts between the source rotor and the receiver sensors. As a result, the frequency, amplitude and existence domain of retrograde precession are reliably determined, and a conclusion is drawn that rolling under a certain combination of parameters is impossible in principle.

Anisotropic rotor system; mathematical and experimental model; rolling; slipping; precession rate.

Citation: Nikiforov A.N., Panovko G.Ya., Shokhin A.Ye. Experimental and theoretical research of continuous motion of rotor on anisotropic gapped elastic support. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 156-168. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-156-168

References

1. Inoue T., Ishida Y., Fei G., Md Zahid H. Suppression of the forward rub in rotating machinery by an asymmetrically supported guide. *Journal of Vibration and Acoustics, Transactions of the ASME*. 2011. V. 133, Iss. 2. DOI: 10.1115/1.4002120

2. Kurakin A.D., Nikhamkin M.Sh., Semenov S.V. Dynamics of unbalanced flexible rotor with anisotropic supports during contact with the stator. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2016. No. 4. P. 364-381. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.4.21. (In Russ.)

3. Nikiforov A.N. Whirl or whip of gyroscopic rotor rubbing stator and frequency of such processes. *Handbook. An Engineering Journal*. 2018. No. 9 (258). P. 21-31. DOI: 10.14489/hb.2018.09.pp.021-031. (In Russ.)

4. Nikiforov A.N. On the full annular rub in the flexible rotor - compliant stator system due to friction. Proceedings of Higher Educational Institutions. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 2018. No. 10 (703). P. 4-17. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-10-4-17. (In Russ.)