

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИГНАЛОВ С ДАТЧИКОВ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ДИАГНОСТИКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЕГО РЕДУКТОРА <i>А. А. Авраменко, А. Н. Крючков, С. М. Плотников, А. Е. Сундуков, Е. В. Сундуков</i>	7
АЛГОРИТМ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВИБРАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ РОТОРА ТУРБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ <i>М. А. Болотов, В. А. Печенин, Е. Ю. Печенина, Н. В. Рузанов</i>	18
МЕТОД КОНТРОЛЯ НАД ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ТОЧНОСТИ ЕДИНСТВА БАЗ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ИХ СОВМЕСТНОМ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ <i>В. Д. Еленев, Ю. П. Шупляк</i>	28
КОМАНДНОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЯМИ ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ <i>М. М. Крикунов</i>	41
МЕТОД РАСЧЁТА ДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ ИХ ДВИЖЕНИЯ <i>В. А. Лобанов</i>	51
ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ <i>Лу Хонши, Ван Чанцин, Ю. М. Заболотнов</i>	64
ОПТИМИЗАЦИЯ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИСКА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ <i>М. В. Силюянова, А. Н. Грунин, А. Д. Алендарь С. К. Кандауров</i>	78
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ «БАК – СОПЛО» <i>В. В. Шалай, К. В. Щербань</i>	87

**ПРИВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
В СОЛНЕЧНУЮ ОРИЕНТАЦИЮ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ
ОДНООСНОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ
И ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА**

М. Г. Шипов, А. А. Стеклова, А. А. Давыдов

96

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

**ЦИКЛИЧЕСКОЕ СЖАТИЕ МНОГОСЛОЙНОГО
МНОГОПРОЛЁТНОГО ГОФРИРОВАННОГО ПАКЕТА
С УЧЁТОМ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ ЕГО ЛЕНТ**

Р. И. Алкеев, В. И. Сусликов, И. Д. Эскин

106

**НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МАЛОЭМИССИОННОЙ
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ**

*Д. Г. Федорченко, Ю. И. Цыбизов, Д. Д. Тюлькин,
И. Е. Воротынцев, Д. А. Жерелов, А. С. Дулов, В. Г. Смелов,
А. В. Сотов, А. В. Агаповичев*

118

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

USING SIGNALS FROM THE GAS-TURBINE ENGINE SHAFT SPEED SENSOR IN THE DIAGNOSIS OF THE TECHNICAL CONDITION OF ITS REDUCTION GEARBOX	
<i>A. A. Avramenko, A. N. Kryuchkov, S. M. Plotnikov, E. V. Sundukov, A. E. Sundukov</i>	7
ALGORITHM FOR PREDICTING THE VIBRATIONAL STATE OF A TURBINE ROTOR USING MACHINE LEARNING	
<i>M. A. Bolotov, V. A. Pechenin, E. J. Pechenina, N. V. Ruzanov</i>	18
CONTROL OVER MAINTAINING ACCURACY OF INTEGRITY OF REFERENCE SURFACES OF SPACECRAFT COMPONENTS IN THEIR JOINT FUNCTIONING AT VARIOUS STAGES OF DESIGN	
<i>V. D. Yelenev, Yu. P. Schuplyak</i>	28
OPTIMAL COMMAND CONTROL OF HYPERSONIC AIRCRAFT FLIGHT PATH IN CONDITIONS OF ATMOSPHERIC DISTURBANCES	
<i>M. M. Krikunov</i>	41
METHOD OF CALCULATING DYNAMIC DESIGNS OF SPACE LAUNCH VEHICLES FOR DESIGNING SYSTEMS OF STABILIZATION OF THEIR MOTION	
<i>V. A. Lobanov</i>	51
OPTIMIZING THE PROCESS OF CHANGING SPACECRAFT ORBITAL PARAMETERS BY USING A SPINNING ELECTRODYNAMIC TETHER SYTEM	
<i>Lu Hongshi, Wang Changqing, Yu. M. Zabolotnov</i>	64
METHOD FOR OPTIMIZING MASS AND SIZE CHARACTERISTICS OF A HIGH-PRESSURE TURBINE DISK	
<i>M. V. Siluyanova, A. N. Grunin, A. D. Alendar, S. K. Kandaurov</i>	78
MATHEMATICAL MODEL OF THE “TANK – NOZZLE” COOLING SYSTEM	
<i>V. V. Shalay, K. V. Shcherban</i>	87

**BRINGING SPACECRAFT INTO SOLAR-ORIENTED ATTITUDE
BY THE MEASUREMENTS OF A SINGLE-AXIS ANGULAR-RATE
SENSOR AND AN OPTICAL SOLAR SENSOR**

M. G. Shipov, A. A. Steklova, A. A. Davydov

96

MECHANICAL ENGINEERING

**CYCLIC COMPRESSION OF A MULTI-LAYER MULTI-SPAN
CORRUGATED PACKAGE WITH PLASTIC DEFORMATION
OF ITS TAPES**

R. I. Alkeev, V. I. Suslikov, I. D. Eskin

106

**NEW TECHNOLOGIES IMPLEMENTED IN THE DESIGN
OF A LOW-EMISSION COMBUSTION CHAMBER
OF A GAS-TURBINE UNIT**

*D. G. Fedorchenko, Yu. I. Tsybizov, D. D. Tyulkin,
I. E. Vorotyntsev, D. A. Zherelov, A. S. Dulov, V. G. Smelov,
A. V. Sotov, A. V. Agapovichev*

118

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИГНАЛОВ С ДАТЧИКОВ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ДИАГНОСТИКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЕГО РЕДУКТОРА

© 2020

- А. А. Авраменко** кандидат технических наук; профессор кафедры теоретической механики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; avramenko@ssau.ru
- А. Н. Крючков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kan@ssau.ru
- С. М. Плотников** аспирант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; s_plotnikov@hotmail.com
- А. Е. Сундуков** кандидат технических наук, директор; ООО «Турбина СК», г. Самара; sunduckov@mail.ru
- Е. В. Сундуков** кандидат технических наук, начальник комплексной научно-исследовательской лаборатории; ПАО «Кузнецов», г. Самара; motor@kuznetsov-motors.ru

Показано, что анализ сигналов со «штатных» датчиков частоты вращения роторов газотурбинных двигателей, без установки дополнительных вибропреобразователей, может решить ряд вопросов диагностики технического состояния редукторов. Установлено, что составляющая спектра вибрации, генерируемая износом зубьев шестерён дифференциального редуктора, вызывающая резонансные колебания лопаток турбокомпрессора, создаёт крутильные колебания на соответствующей частоте. Анализ характеристик текущей частоты вращения выходного звена редуктора позволил получить диагностические признаки величины износа зубьев редуктора на основе оценки дисперсии девиации частоты его вращения. Установлено, что величина диагностического признака линейно зависит от величины износа. Для исследуемого двигателя установлена норма на данный признак. Показано существенное влияние нагрузки на его уровень.

Газотурбинный двигатель; дифференциальный редуктор; датчики частоты вращения роторов; диагностический признак; крутильные колебания.

Цитирование: Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков А.Е., Сундуков Е.В. Использование сигналов с датчиков частоты вращения валов газотурбинного двигателя в диагностике технического состояния его редуктора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-7-17

Введение

Редукторы газотурбинных двигателей (ГТД) являются одними из самых напряжённых узлов. Их применение в турбовинтовых двигателях и использование в двигателях пятого и шестого поколений (турбовентиляторные, турбовинтовентиляторные) [1;2] для привода вентилятора делают актуальной необходимость совершенствования соответствующих методов контроля и оценки их технического состояния. Широко используемые методы вибрационной диагностики технического состояния редукторов, применительно к условиям эксплуатации ГТД, имеют ряд ограничений. Так называе-

мые «штатные» системы виброизмерений предназначены для оценки вибросостояния в ограниченном диапазоне частот, что не позволяет решать задачи оценки технического состояния зубчатых зацеплений. Для этого необходимы установка дополнительных вибропреобразователей и использование дорогостоящих широкополосных измерительных средств.

Постановка задачи и метод решения

В условиях эксплуатации ГТД регистрируется большое количество параметров, в том числе частоты вращения его роторов, которые могут быть использованы в решении ряда диагностических задач. Одним из основных дефектов редукторов является износ зубьев шестерён, который может приводить к возбуждению высокочастотных колебаний лопаток и дисков турбокомпрессора (ТК) [3–5]. Идентификация некоторых источников высокочастотных колебаний элементов конструкций ТК, а также диагностика уровней износа шестерён редуктора, может быть выполнена по анализу сигналов со «штатных» датчиков частоты вращения роторов ГТД. Преимущество данного подхода заключается в том, что в этом случае нет необходимости проводить препарирование двигателя дополнительными вибропреобразователями. Покажем это на примере оценки технического состояния редуктора двигателя НК–12МП с двумя соосными винтами.

На турбовинтовых двигателях НК–12МП используются два индукционных датчика частоты вращения ТК и вала заднего винта (ВЗВ). Сигналы с обоих датчиков представляют собой полигармонический процесс. На основе анализа сигнала с датчика частоты вращения ротора ТК на переходных режимах работы двигателя можно идентифицировать наличие или отсутствие крутильных колебаний. Анализ параметров текущей частоты вращения выходного вала редуктора (вала заднего винта) на стационарных режимах работы двигателя позволяет выявить диагностические признаки износа зубьев шестерён редуктора.

В выполненных исследованиях показано, что применительно к рассматриваемому двигателю возбуждение резонансных колебаний лопаток и дисков компрессора осуществляется составляющей с кратностью 19,145 относительно частоты вращения ротора ТК [6]. Эта составляющая генерируется износом боковых поверхностей зубьев солнечной шестерни. Покажем, что на частоте этой составляющей возбуждаются крутильные колебания ротора турбокомпрессора.

Для измерения частоты вращения ТК и ВЗВ на двигателе установлено два тахометрических датчика ДТЭ – 2. Назначение датчиков – выдача электрических сигналов в виде трёхфазного тока с частотой, пропорциональной частоте вращения валов двигателя. Датчик представляет собой трёхфазный магнитоэлектрический генератор переменного тока и состоит из ротора – постоянного магнита и статорной обмотки. Учитывая, что частота тока и выходное напряжение тахогенератора пропорциональны измеряемой частоте вращения, оценку угловой скорости можно выполнять как путём измерения частоты переменного тока (равной частоте вращения ротора датчика), так и путём измерения величины напряжения.

Наводимая электродвижущая сила определяется следующим образом:

$$e = kB \sin(\omega t), \quad (1)$$

где k – коэффициент, зависящий от геометрических и обмоточных данных; ω – круговая частота вращения постоянного магнита; B – магнитная индукция в зазоре.

Датчик практически не имеет методической погрешности. Инструментальные погрешности связаны с трением в опорах ротора, небалансом ротора и др. При измерениях, как правило, регистрируются межфазовые напряжения датчика. Уровень сигнала на фиксированной частоте находится в интервале 10,5 – 12,5 В. Тогда среднеквадратическая погрешность оценки интенсивности равна ~ 2,9%. Замерив фактическое значение уровня выходного сигнала и пересчитав его к некоторому номинальному значению, можно уменьшить погрешность, внося соответствующую поправку. По данным завода-изготовителя величина основной среднеквадратической погрешности измерения частоты вращения при нормальных климатических условиях равна 1,5%.

Ротор датчика приводится во вращение через редуктор. Тогда основной вклад в погрешность оценки частоты вносит погрешность кинематической цепи привода датчика. Расчёт этой погрешности выполнен в соответствии с ГОСТ 21098–82. Оценка по методу максимума – минимума даёт следующие результаты:

- для датчика частоты вращения ротора ТК – 48,45 угловых минут;
- для ВЗВ – 86,88 угловых минут.

Если принять закон распределения погрешностей нормальным, то соответствующие среднеквадратические значения составят 16,45 и 28,96 угловых минут. Учитывая, что на один шаг солнечной шестерни приходится угол в 10 градусов (36 зубьев), можно оценить погрешность тахометрических датчиков относительно основного шага зацепления, которая составит:

- для датчика частоты вращения ротора ТК – 2,7%;
- для ВЗВ – 4,8%.

С учётом основной погрешности по частоте датчика ДТЭ–2 суммарные значения соответственно составят 3,1 и 5,0%. Следовательно увеличение износа на 15% относительно исходного состояния можно оценить по частотным параметрам сигнала с датчика частоты вращения вала заднего винта.

В [7] отмечается, что индукционный датчик частоты вращения роторов двигателей, при наличии их крутильных колебаний, может выступать как измеритель крутильной вибрации. Выходной сигнал ($U_{ВЫХ}$) с датчиков будет иметь следующий вид:

$$U_{ВЫХ} = U_1 \sin(\omega_p t) + \sum_i U_i \sin(\omega_i t), \quad (2)$$

где U_1, U_i – соответственно амплитудные значения сигналов (в вольтах, В) частот вращения ротора ТК (ω_p) и крутильных колебаний (ω_i).

Результаты и их обсуждение

На рис. 1 представлены результаты следящего анализа за составляющей с кратностью 19,145 сигнала с датчика оборотов ТК на режиме «приёмистость».

На рис. 2 приведены аналогичные данные для вибрации, полученные с вибродатчика, установленного на передней опоре двигателя.

В обоих случаях отмечается увеличение интенсивности составляющей с кратностью 19,145 на одной и той же частоте 142 Гц. Полученные результаты указывают на возбуждение изгибно-крутильных колебаний с частотой данной составляющей.

Анализ статистики приёмистости 15 двигателей с различной величиной износа показал, что крутильные колебания ротора ТК реализуются в диапазоне частот 110 – 145 Гц. Диапазон 110 – 139 Гц соответствует стационарным режимам работы двигателя в интервале малый газ – максимальный. Частотный диапазон вращения ротора ТК 139 – 145 Гц, как правило, реализуется на режиме «приёмистость» при забросе частоты вра-

щения ротора. Наибольшая наработка двигателя обеспечивается в интервале частот вращения ротора ТК 137 – 139 Гц, что соответствует режимам его работы 0,4 номинала, 0,7 номинала, 0,85 номинала, номинала максимального. Именно на этих режимах данные крутильные колебания представляют наибольшую опасность. Полученные результаты подтверждаются данными более ранних исследований по тензометрированию рабочих лопаток компрессора двигателя (третья ступень), имевших поломку пера лопатки по одной из форм колебаний.

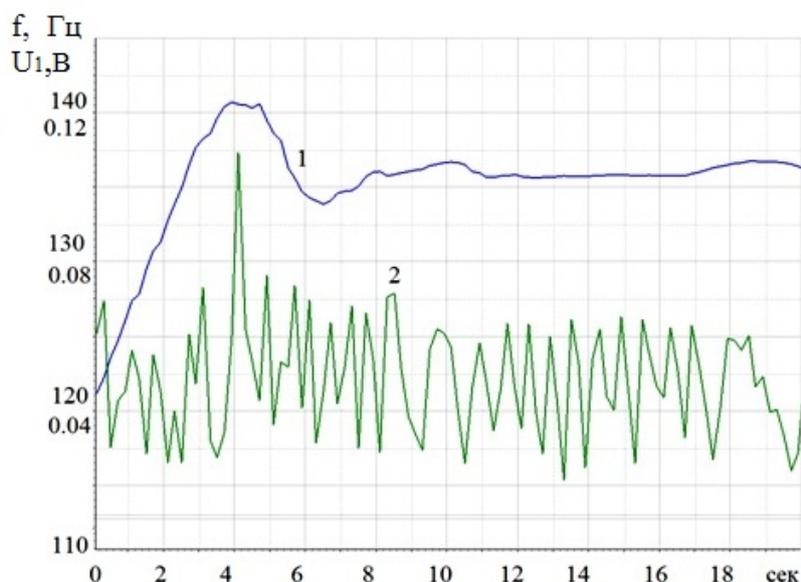


Рис. 1. Зависимости частоты вращения и интенсивности сигнала с датчика от времени:
1 – частота вращения ТК; 2 – интенсивность сигнала с кратностью 19,145 с датчика частоты вращения ротора ТК

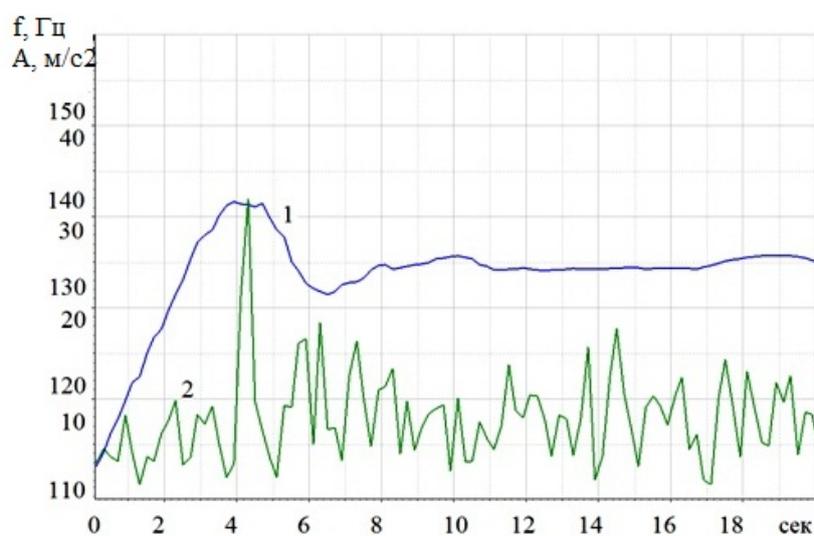


Рис. 2. Зависимости частоты вращения и интенсивности вибрации от времени:
1 – частота вращения ТК; 2 – интенсивность вибрации с кратностью 19,145 с вибродатчика

Было установлено, что с ростом загрузки двигателя уровень динамических напряжений увеличивается и достигает максимума (до 260 МПа) на номинальном и максимальном режимах [5]. Оценка значений частот собственных колебаний 100 лопаток по данной форме даёт диапазон частот 2620–2750 Гц. Это соответствует диапазону частоты вращения ротора турбокомпрессора 137–144 Гц. При этом частота составляющей с кратностью 19,145 занимает диапазон 2623–2757 Гц. Это указывает на возможность возбуждения резонансных колебаний лопаток составляющей с кратностью 19,145.

Износ рабочих поверхностей зубьев шестерён редуктора приводит к росту величины кинематической погрешности. Согласно ГОСТ 1643–81 кинематическая погрешность определяется как разность между фактическим и расчётным углами поворота ведомого зубчатого колеса.

В параметрах частот вращения зубчатых колёс кинематическую погрешность можно определить как

$$\Delta\omega = \omega_2 - \omega_1 \frac{z_1}{z_2}, \quad (3)$$

где ω_1, ω_2 – соответственно текущие значения частоты вращения шестерни и колеса; z_1, z_2 – числа их зубьев.

Тогда текущее значение частоты вращения колеса можно записать в виде

$$\omega_2 = \omega_1 \frac{z_1}{z_2} + \Delta\omega. \quad (4)$$

Износ зубьев шестерён редуктора приводит к изменению формы профиля зуба и, как следствие, изменению $\Delta\omega$. Это вызывает изменение текущего значения передаточного числа, являющегося функцией угла поворота ведущего звена передачи. При этом износ зубьев приводит к изменению текущего значения передаточного числа. Эти явления должны вызвать изменения частотных параметров выходного звена редуктора. Следовательно износ должен приводить к увеличению девиации частоты вращения выходного звена зубчатого зацепления.

Одним из выходных звеньев редуктора двигателя является вал заднего винта, который приводится во вращение от эпицикла. При этом параметры частоты вращения вала заднего винта будут характеризовать величину полного износа зубьев шестерён редуктора. Наибольший износ происходит в паре солнечная шестерня – сателлиты. Это связано с максимальной частотой вращения зубчатых колёс этой пары и, соответственно, максимальным значением скоростей взаимного проскальзывания боковых поверхностей зубьев. Кроме того, на характеристики частоты вращения вала заднего винта будет влиять износ зубьев шестерён передачи вращения к его датчику оборотов. Учитывая малую передаваемую нагрузку, действующую на зубья данной передачи, будем считать влияние этого износа на исследуемые характеристики незначительным.

Для оценки возможности диагностики технического состояния редуктора двигателя был выполнен анализ некоторых характеристик частоты вращений его выходного звена в функции величин износов зубьев шестерён.

Рассматривались четыре варианта износа:

– текущий, a – максимальный износ зубьев солнечной шестерни (максимальный износ относительно эвольвенты после последнего ремонта);

– текущий полный, $a_{\text{п}}$ – максимальный износ зубьев солнечной шестерни относительно исходной эвольвенты;

– текущий суммарный, b – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов;

– суммарный полный, $b_{\text{п}}$ – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов относительно исходных эвольвент.

Соответствующая статистика двигателей с износом представлена в табл. 1.

Таблица 1. Величины износов для двигателей, пришедших в ремонт

№ двигателя	Износ, мм				№ двигателя	Износ, мм			
	a	$a_{\text{п}}$	b	$b_{\text{п}}$		a	$a_{\text{п}}$	b	$b_{\text{п}}$
1	0.02	0.024	0.034	0.036	9	0.014	0.014	0.034	0.034
2	0.004	0.016	0.007	0.024	10	0.007	0.018	0.0169	0.027
3	0.006	0.010	0.015	0.018	11	0.018	0.018	0.024	0.024
4	0.004	0.014	0.0065	0.030	12	0.015	0.015	0.032	0.032
5	0.014	0.014	0.019	0.026	13	0.015	0.015	0.0255	0.0256
6	0.017	0.017	0.032	0.027	14	0.02	0.020	0.034	0.036
7	0.01	0.010	0.0197	0.026	15	0.02	0.020	0.024	0.036
8	0.008	0.016	0.013	0.021					

Анализировалась дисперсия текущей частоты вращения вала заднего винта в функции величины износа. Обработка экспериментальных данных производилась следующим образом. Сигнал с датчика частоты вращения вала на режиме максимальный пропусклся через полосовой фильтр шириной ± 2 Гц относительно частоты, соответствующей частоте вращения ротора. Выделенный квазигармонический процесс обрабатывался программой «Частота узкополосного процесса» [8]. При этом формировался массив данных текущего значения частоты сигнала оборотов. Далее проводился расчёт дисперсии (D) текущей частоты. На рис. 3 – 5 представлены соответствующие экспериментальные данные для результатов с коэффициентом корреляции $r > 0,70$ (зависимость дисперсии для величины суммарного полного износа r существенно меньше 0,70).

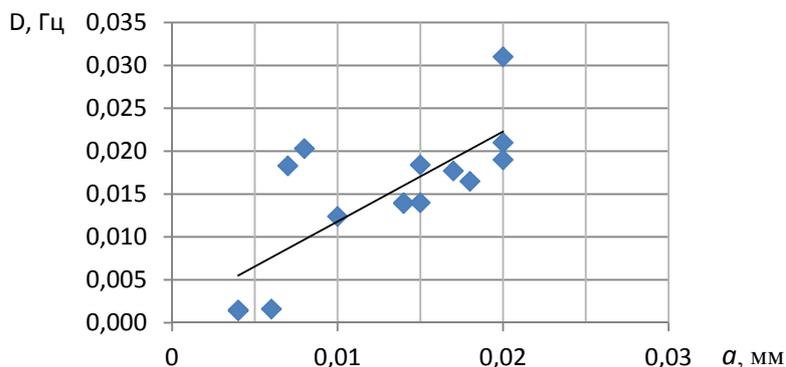


Рис. 3. Зависимость дисперсии от текущего износа a

Уравнение линейной аппроксимации имеет вид $y = 1,048x + 0,001; r = 0,75$.

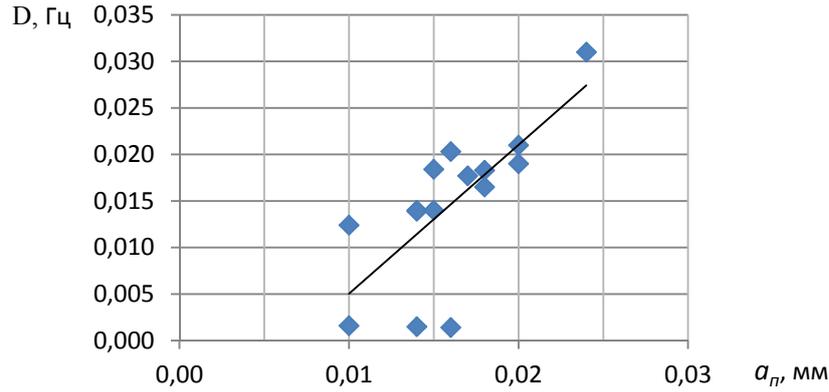


Рис. 4. Зависимость дисперсии от текущего полного износа a_n

Уравнение линейной аппроксимации имеет вид $y = 1,599x - 0,011$; $r = 0,73$.

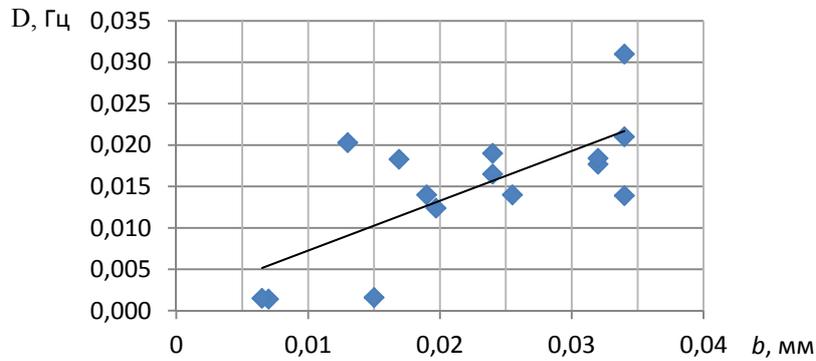


Рис. 5. Зависимость дисперсии от текущего суммарного износа b

Уравнение линейной аппроксимации имеет вид $y = 0,601x + 0,001$; $r = 0,71$.

Представляет практический интерес установление нормы на допустимые значения полученных диагностических признаков для контроля величины износа в условиях эксплуатации. Согласно ГОСТ Р ИСО 13373–2–2009 установление предельного значения диагностического признака производят в соответствии с соотношением

$$A_{\text{пр}} = \bar{A} + (2,5 \div 2,8) S_A, \quad (5)$$

где \bar{A}, S_A – соответственно выборочное среднее значение и стандартное отклонение.

Анализ статистики 15 отремонтированных двигателей позволил рассчитать уровни предельных значений для рассмотренных диагностических признаков. В частности, для коэффициента 2,8 было получено значение 0,026 Гц для текущего полного износа. Превышение полученной нормы отмечается только для двигателя, на котором выявлена трещина на пере рабочей лопатки седьмой ступени компрессора по форме колебаний на частоте 2660 Гц.

На рис. 6, 7 представлены данные по влиянию износа на величину эксцесса закона распределения текущей частоты тахометрического датчика частоты вращения вала заднего винта (ВЗВ).

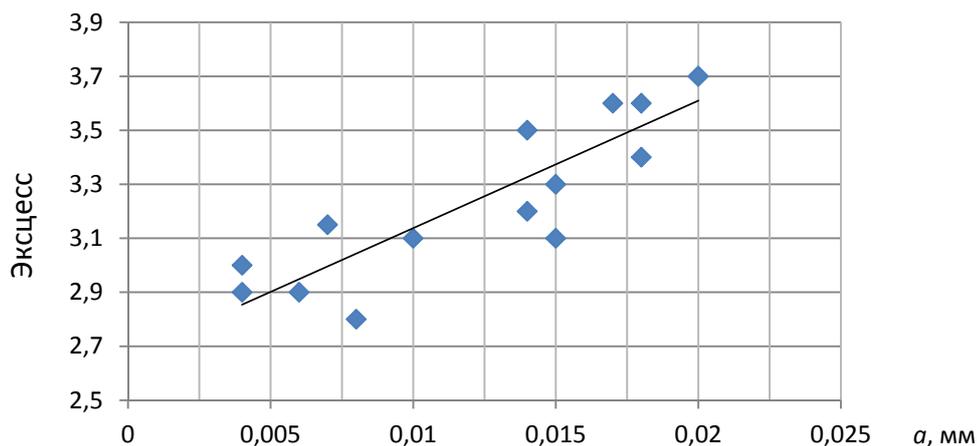


Рис. 6. Зависимость эксцесса плотности распределения текущей частоты вращения ротора ВЗВ на максимальном режиме работы двигателя от величины текущего износа a

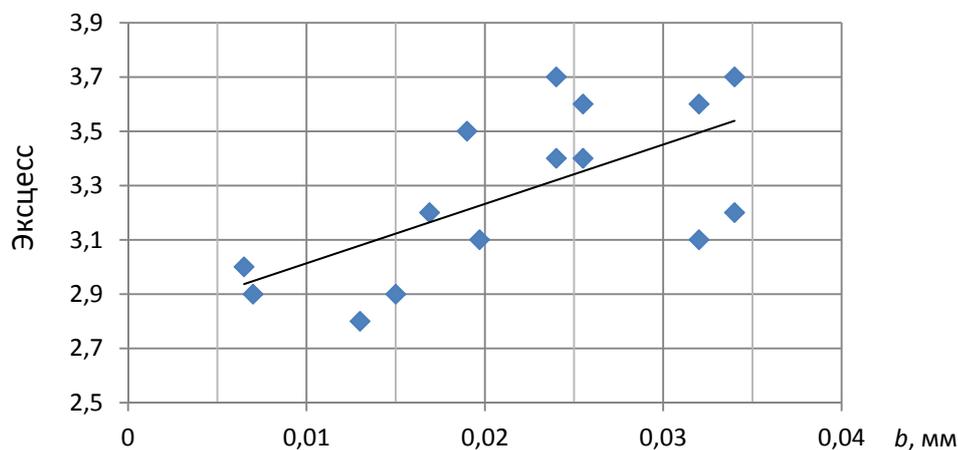


Рис. 7. Зависимость эксцесса плотности распределения текущей частоты вращения ротора ВЗВ на максимальном режиме работы двигателя от величины текущего суммарного износа b

Уравнения линейной аппроксимации соответственно имеют вид:

$$y = 47,24x + 2,664 (r = 0,88);$$

$$y = 21,86x + 2,795 (r = 0,65).$$

Выполненный анализ показывает существенное влияние на величину дисперсии частоты узкополосного процесса с датчика вращения вала заднего винта нагрузки. На рис. 8 представлены соответствующие данные для двигателя, испытанного с двумя типами воздушных винтов. При этом воздушный винт второго типа развивает тягу на 15% больше первого.

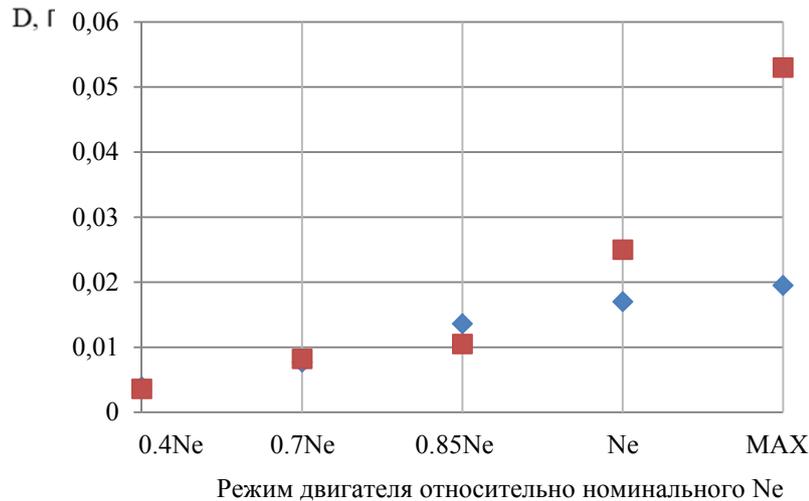


Рис. 8. Зависимость дисперсии от режима работы двигателя:

◆ – воздушный винт первого типа; ■ – воздушный винт второго типа

Как видно из представленных данных, влияние загрузки воздушного винта на величину диагностического признака начинает сказываться после режима 0.85Ne.

Заключение

Анализ сигналов с датчика частоты вращения вала заднего винта позволил:

- установить факт наличия изгибно-крутильных колебаний на составляющей с кратностью 19,145, вызывающей резонансные колебания рабочих лопаток и дисков турбокомпрессора;
- получить ряд диагностических признаков износа зубьев шестерён редуктора на основе использования дисперсии текущей частоты узкополосного процесса, характеризующей увеличение девиации частоты вращения выходного звена редуктора;
- выявить зону существенного влияния на величину диагностического признака режима работы двигателя и типа воздушного винта.

Полученные результаты позволяют диагностировать техническое состояние редуктора без проведения препарирования двигателя дополнительными вибропреобразователями.

Библиографический список

1. Григорьев В.В., Еланский А.В., Попуга А.И. Перспективные схемы авиационных двигателей с высокой топливной эффективностью // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 9 (106). С. 231-236.
2. Кравченко И.Ф., Единович А.В., Яковлев В.А., Дорофеев В.П. Экспериментальные и теоретические результаты исследования авиационных зубчатых передач // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 8 (55). С. 129-134.
3. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Нежурин И.П., Новиков В.С., Рыжов Н.М. Производство зубчатых колёс газотурбинных двигателей. М.: Высшая школа, 2001. 493 с.
4. Чуйко В.М. А.Г. Ивченко – стратег, организатор, учёный, конструктор // Конверсия в машиностроении. 2004. № 4. С. 103-106.
5. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с

дифференциальным редуктором // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.

6. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Совершенствование методов вибродиагностики износа зубьев шестерён дифференциального редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26

7. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. М.: Машиностроение, 1970. 660 с.

8. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В., Бит-Зая А.В., Росляков А.В. Оценка ширины дискретных составляющих спектра вибрации энергетических машин // Известия Самарского научного центра РАН. Спец. выпуск «Проблемы железнодорожного транспорта на современном этапе развития». 2006. С. 194-197.

USING SIGNALS FROM THE GAS-TURBINE ENGINE SHAFT SPEED SENSOR IN THE DIAGNOSIS OF THE TECHNICAL CONDITION OF ITS REDUCTION GEARBOX

© 2020

- A. A. Avramenko** Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Theoretical Mechanics;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
avramenko@ssau.ru
- A. N. Kryuchkov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kan@ssau.ru
- S. M. Plotnikov** Graduate Student, Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
s_plotnikov@hotmail.com
- E. V. Sundukov** Candidate of Science (Engineering), Head of the Integrated Research Laboratory;
JSC Kuznetsov, Samara, Russian Federation;
motor@kuznetsov-motors.ru
- A. E. Sundukov** Candidate of Science (Engineering), Director;
Turbine-SK LLC, Samara, Russian Federation;
sunduckov@mail.ru

It is shown that analyzing the signals from “standard” sensors of gas-turbine engine shaft speed we can resolve some issues of diagnostics of the technical condition of the reduction gearbox without installing any additional vibration transducers. It was found, in particular, that the vibration spectrum component generated by the wear of the differential reduction device’s gear teeth causing resonant oscillations of the turbocharger blades produces torsional vibration at the appropriate frequency. The analysis of the parameters of the instantaneous rotational speed of the reduction gear output link (the shaft of the rear screw) made it possible to obtain some diagnostic indicators of the value of the reduction gear teeth wear on the basis of evaluation of the frequency deviations’ variance. It was established that the value of the diagnostic indicator is linearly dependent on the value of wear. The norm for this indicator was established for the engine under investigation. Significant influence of the load on its level was shown.

Gas-turbine engine; differential speed reduction device; rotor speed sensor; diagnostic parameter; torsional vibration.

Citation: Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Using signals from the gas-turbine engine shaft speed sensor in the diagnosis of the technical condition of its reduction gearbox. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 7-17.
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-7-17

References

1. Grygoriev V.V., Yelansky A.V., Popuga A.I. Conceptual schemes of aircraft engines with high fuel efficiency. *Aerospace Technic and Technology*. 2013. No. 9 (106). P. 231-236. (In Russ.)
2. Kravchenko I.F., Edinovich A.V., Yakovlev V.A., Dorofeev V.P. Experimental and theoretical results of the research of aircraft gears. *Aerospace Technic and Technology*. 2008. No. 8 (55). P. 129-134. (In Russ.)
3. Eliseev Yu.S., Krymov V.V., Nezhurin I.P., Novikov V.S., Ryzhov N.M. *Proizvodstvo zubchatykh koles gazoturbinykh dvigateley* [Production of gear wheels for gas turbine engines]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2001. 493 p.
4. Chuyko V.M. A.G. Ivchenko – strategist, organizer, scientist, designer. *Conversion in Mechanical Engineering*. 2004. No. 4. P. 103-106. (In Russ.)
5. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 4. P. 132-136. (In Russ.)
6. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Refining methods of vibration diagnostics of wear of turbo-prop engine differential speed reduction unit gear teeth. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 16-26. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
7. Shevyakov A.A. *Avtomatika aviatsionnykh i raketnykh silovykh ustanovok* [Automation of aircraft and rocket power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1970. 660 p.
8. Sundukov A.E., Sundukov E.V., Bit-Zaya A.V., Roslyakov A.V. Evaluation of the width of the discrete components of the spectrum of vibration energy machines. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. Spets. vypusk «Problemy zheleznodorozhnogo transporta na sovremennom etape razvitiya»*. 2006. P. 194-197. (In Russ.)

АЛГОРИТМ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВИБРАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ РОТОРА ТУРБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

© 2020

- 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, доцент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
vadim.pechenin2011@yandex.ru
- Е. Ю. Печенина** аспирант кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
ek-ko@list.ru
- Н. В. Рузанов** ведущий программист кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kinform@mail.ru

Разработан алгоритм машинного обучения для решения задачи прогнозирования вибрационного состояния с целью совершенствования сборочных процессов ротора турбины с использованием его цифрового двойника. Цифровой двойник ротора включает в себя специально созданную в CAD-модуле программы NX параметрическую 3D модель и расчётный проект в системе ANSYS, в котором имитируются условия работы ротора. Проведены расчёты параметров виброускорения и силы реакции опор ротора на критических частотах вращения в зависимости от геометрических погрешностей. Для снижения трудоёмкости расчётов были подобраны архитектуры нейронных сетей для прогнозирования параметров вибрационного состояния в зависимости от геометрических погрешностей роторов. Создана и использована оригинальная численная модель балансировки, учитывающая производственные отклонения ротора.

Ротор турбины; вибрационное состояние; прогнозирование; геометрические отклонения; дисбаланс; САЕ-система; нейронная сеть.

Цитирование: Болотов М.А., Печенин В.А., Печенина Е.Ю., Рузанов Н.В. Алгоритм прогнозирования вибрационного состояния ротора турбины с использованием машинного обучения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 18-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-18-27

Введение

Вибрационное состояние турбины определяет надёжность и долговечность её работы. Основным источником гармонических возбуждающих сил, действующих на турбомашину, являются дисбалансы вращающихся деталей, которые в сочетании с упруго-инерционными характеристиками узлов определяют уровень вибраций двигателя в целом. Дисбалансы, вызывающие прогибы и вибрации, возникают вследствие конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов. Серьёзной причиной появления статического и динамического дисбаланса деталей являются погрешности, допущенные в процессе их изготовления.

Балансировка роторов проводится в два этапа. На первом этапе отдельно балансируются детали ротора. На втором этапе балансируется ротор в сборе. Проектирова-

ние и производство деталей ротора необходимо контролировать для достижения необходимой точности. В частности, необходимо принять во внимание следующее:

- 1) детали должны быть изготовлены с высокой точностью для обеспечения близких концентраций и минимизации индивидуального дисбаланса;
- 2) следует избегать или минимизировать свободные детали, которые могут привести к смещению во время работы, что приведёт к изменению баланса;
- 3) масса для коррекции баланса должна быть добавлена в точках дисбаланса или вблизи них [1].

Одним из направлений совершенствования технологии производства высоконагруженных роторов газотурбинных двигателей (ГТД) является их сборка с учётом влияния дисбалансов деталей и погрешностей их сборки на уровень вибрационного состояния изделия. Для реализации этого направления требуется разработка моделей и алгоритмов, позволяющих оценивать уровень вибраций собираемых ГТД в зависимости от погрешностей балансировки деталей и сборки роторов изделий. Анализ существующего состояния разработок в данной области проводился путём литературного обзора открытых источников.

В ходе обзора выявлено три основных направления:

- 1) исследования, посвящённые методам и моделям, выявляющим уровень вибраций [2 – 4];
- 2) исследования, учитывающие влияние геометрических параметров на возникновение дисбаланса [5; 6];
- 3) исследования, посвящённые подходам по контролю и коррекции несбалансированности [7 – 9].

Анализируя направления исследований и применяемые методы, можно отметить широкое использование численных методов, в том числе метода конечных элементов. Кроме того, во многих работах используется значительный объём экспериментальных исследований роторов на стендах, а также применение аналитических и численных моделей в прогнозировании вибрационного состояния роторов турбомашин. Современный уровень разработанности темы прогнозирования и обеспечения вибрационного состояния ротора турбины низкого давления (НД) с учётом влияния геометрической точности деталей не позволяет реализовывать данную технологию в условиях цифрового производства. Отсутствуют достоверные и многофакторные модели, позволяющие прогнозировать влияние геометрических отклонений деталей и сборочных параметров на уровень вибраций в авиационном двигателе.

Для промышленной реализации цифрового обеспечения вибрационного состояния ротора турбины низкого давления газотурбинного двигателя необходимо создание специализированных моделей и алгоритмов. В работе рассматривается создание алгоритма, позволяющего на основании использования данных по отклонениям геометрии отдельных деталей и сборки ротора проводить достоверное прогнозирование параметров его вибрационного состояния.

Алгоритм прогнозирования вибрационного состояния роторов

Алгоритм прогнозирования вибрационных характеристик ротора включает в себя две крупные части, подразделяющиеся на шесть этапов. В первой части выполняется имитационное моделирование и расчёт вибрационных характеристик в соответствии с множеством реализаций отклонений в сборке ротора. Во второй части выполняется подбор нейронной сети и её обучение на множестве полученных данных. Обученная нейронная сеть позволяет повторять результаты моделирования вибрационных харак-

теристик с приемлемой точностью и существенно меньшей трудоёмкостью (доли секунды на одно вычисление). Приведём описание этапов алгоритма.

Создание параметрической модели ротора. Для проведения достоверных расчётов вибрационных параметров с использованием метода конечных элементов была создана упрощённая 3D модель третьей ступени турбины НД. Данная сборочная единица состоит из трёх деталей: вал, проставка и диск.

Внесение геометрических отклонений в сборку осуществлялось двумя путями: сдвиги и повороты деталей ротора турбины НД и внесение корректирующих масс, имитирующих дисбаланс. Корректирующие массы представляют собой тело, эскиз которого – фигура, полученная пересечением двух отрезков и двух окружностей, полученное при помощи инструмента *Вытягивание*. Отрезки выходят из центра эскиза, который лежит на оси вращения детали. Таким образом, величина массы груза определяется углом сектора.

Внесение геометрических отклонений в модель. Для параметризации 3D модели ротора турбины используется инструмент *Выражения*. Выражения модели представляют собой набор всех параметров, созданных пользователем или операциями построения. Каждый создаваемый геометрический объект является ассоциативным и параметрическим, все числовые параметры объектов (линейные размеры, углы) импортируются в выражения модели. С помощью диалога редактирования и задания выражений созданы пользовательские параметры модели, с помощью которых меняется взаимное положение деталей и размеры корректирующих масс.

Уравновешивание ротора. Разрабатываются планы экспериментов (множество реализаций величин геометрических отклонений) и сохраняются в файл формата *.xlsx. В программном пакете MATLAB создано приложение, которое позволяет открывать файл модели в программе NX; загружать величины параметров из файла *.xlsx и вносить их в модель; производить итерационный расчёт геометрических параметров грузов на диске и валу, сводя возникающий дисбаланс к нулю (при этом используется математическое ядро NX для расчётов центра масс); сохранять полученные данные параметров грузов в файл *.xlsx. Связь с математическим ядром NX производится за счёт использования модуля NX/Open API программы NX [10]. Таким образом, по окончании данного этапа (третий этап алгоритма) сохраняются все параметры модели для дальнейшего анализа в системе ANSYS. Уравновешивание производится с целью исследования возникающих отклонений динамических характеристик из-за прогибов ротора в процессе вращения. Кроме того, производился расчёт динамических характеристик без этапа уравновешивания.

Анализ собственных частот колебаний ротора и гармонический анализ. Вибрация характеризуется связанными между собой колебательными характеристиками: виброперемещением, виброскоростью, виброускорением [11], силой реакции опор. В CAE-пакете ANSYS для имитации вращения ротора и получения вибрационных характеристик сборки используются два модуля: Modal и Harmonic Response. Использование модуля Modal необходимо для определения критических частот и изгибных форм. Модуль Harmonic Response предназначен для определения амплитудно-частотных характеристик, деформаций, напряжений, скоростей модулируемого ротора. После расчёта сохранялась информация по величинам виброускорений и сил реакции в местах опор ротора.

Получаемые характеристики рассчитываются в виде ряда значений в определённом диапазоне частот. Диапазон берётся в районе критической частоты. Данный процесс (загрузка значений параметров в модель, расчёт и сохранение получаемых данных) автоматизирован при помощи приложения в программе MATLAB.

Обработка и сохранение результатов расчётов. После проведения расчётов в соответствии с планом экспериментов, в пакете MATLAB с использованием метода трапеций, производится расчёт каждой вибрационной характеристики в виде одного числа. Данные сохраняются в электронных таблицах.

Нейросетевая модель прогноза вибрационного состояния. Все приведённые до этого расчёты, особенно в пакете ANSYS, трудоёмкие для того, чтобы оперативно использовать разработанную модель непосредственно при ведении балансировочных работ. Расчёт в ANSYS занимает порядка 20 минут на персональном компьютере с процессором Intel Core i9-7900X, с тактовой частотой 3,3 ГГц, объёмом ОЗУ в 64 Гб, имеющим 20 ядер. Учитывая вспомогательное время на выполнение остальных действий, а кроме того на создание проектов и моделей в NX и ANSYS, возможные инженерные ошибки, при проведении балансировочных работ подобный путь будет слишком трудоёмок. Используя полученные на предыдущих этапах данные по геометрическим отклонениям, параметрам грузов и вибрационным характеристикам, можно обучить нейронную сеть для прогнозирования вибрационных характеристик в зависимости от геометрических отклонений и параметров балансировочных грузов. Обученная нейронная сеть будет оперативно выдавать результаты по вибрационным характеристикам, получая на входе величины параметров геометрических отклонений. Для решения рассматриваемой задачи были выбраны две архитектуры полносвязанных нейронных сетей, включающих слои нейронов: с сигмоидной и/или линейной функцией активации [12] и радиально-базисные сети [13].

Первая архитектура представляет собой обобщённо-регрессионную нейронную сеть (GRNN, Generalized Regression Neural Networks), имеющую два слоя – скрытый радиальный базисный слой и выходной линейный слой. Радиально-базисный нейрон преобразовывает расстояние от данного входного вектора до соответствующего ему «центра» по некоторому нелинейному закону (обычно функция Гаусса). Число нейронов радиального базисного слоя равно числу элементов обучающего множества.

Вторая архитектура представляет собой двухслойный перцептрон с сигмоидной функцией активации (ДПСФА). Скрытый слой состоит из нейронов с сигмоидной функцией в виде гиперболического тангенса; выходной слой состоит из нейронов с линейной функцией активации с насыщением. На входе в сети производится нормирование входных параметров в диапазон [0;1].

Сеть GRNN имеет количество нейронов в скрытом слое, равное количеству случаев в обучающей выборке, и имеет настраиваемый параметр влияния P_{spread} , влияющий на смещения в нейронах. Количество нейронов скрытого слоя N_{n_c} в сети с сигмоидной функцией активации настраивается пользователем. Кроме того, при обучении для сети с сигмоидной функцией настраивается количество эпох обучения N_e . Число нейронов второго слоя во всех случаях равно числу прогнозируемых параметров.

Для оценки результатов прогноза вибрационных параметров, уточнения структуры и выбора нейросетевой модели необходимо производить оценку ошибок прогнозирования. Требования к достоверности модели определяются требованиями к точности измерений рассматриваемых параметров вибрационного состояния ротора турбины. В соответствии с ГОСТ 26875-86 допустимая величина измерений параметров, характеризующих вибросостояние ротора, не должна превышать $\pm 10\%$.

Оценка ошибок прогнозирования параметров производилась по двум критериям:

- 1) доля спрогнозированных величин в пределах допустимой погрешности $\delta_{доп}$;
- 2) среднеквадратичная ошибка (RSME) предсказанных и фактических параметров.

Приведём описание последовательности вычислений данных величин.

1. Вычисляется погрешность между прогнозируемым и фактическим параметрами:

$$\Delta = P_{np} - P_{ф}.$$

2. Производится подсчёт количества ошибок в пределах допустимой области $N_{\Delta_{доп}}$. Допустимая область ошибок вычисляется как процент (10%) от величины диапазона изменения прогнозируемого параметра.

3. Точность прогноза рассчитывается как отношение количества $N_{\Delta_{доп}}$ к общему объёму выборки:

$$\delta_{доп} = N_{\Delta_{доп}} / N_{общ} . \tag{1}$$

4. Величина среднеквадратической ошибки вычисляется по формуле:

$$RSME = \sqrt{\sum \Delta^2 / N_{общ}} . \tag{2}$$

Результаты

Для обучения нейронных сетей, необходимых для оперативного прогнозирования вибрационных характеристик, был проведён расчёт динамических характеристик роторов согласно плану экспериментов (табл. 1).

Таблица 1. План экспериментов по исследованию характеристик роторов

Параметры	1. Смещение диска и проставки				2. Остаточный дисбаланс на диске	
	Проставка		Диск		Угол сектора	Положение груза
	Смещение вдоль оси y	Смещение вдоль оси z	Смещение вдоль оси y	Смещение вдоль оси z		
Диапазон изменения	0 – 0,04 мм	(-0,01) – 0,01 мм	0 – 0,04 мм	(-0,01) – 0,01 мм	0 – 0,3°	0 – 360°

Рассматривались два блока экспериментов: одновременное смещение диска и проставки; внесение остаточного дисбаланса на диске. Для каждого блока экспериментов было проведено моделирование 1000 случаев сборок ротора, при этом величины параметров изменялись по равновероятностному или нормальному закону распределения. Осью вращения ротора является ось x. На рис. 1 приведены гистограммы распределения параметров смещения вдоль осей проставки.

Эксперименты были выполнены с проведением уравнивания дисбаланса и без уравнивания. После сохранения всех результатов расчётов виброускорений и сил реакции опор было выполнено обучение и расчёт точности по выражениям (1), (2) прогнозов тестовой выборки с помощью нейронных сетей. При этом подбирались сеть с параметрами, при которых достигается лучшая точность. Тестовая выборка составила во всех случаях 10% от общего количества экспериментов. Величины параметров нейронных сетей, из которых выбирались лучшие с точки зрения точности получаемых результатов, приведены в табл. 2.

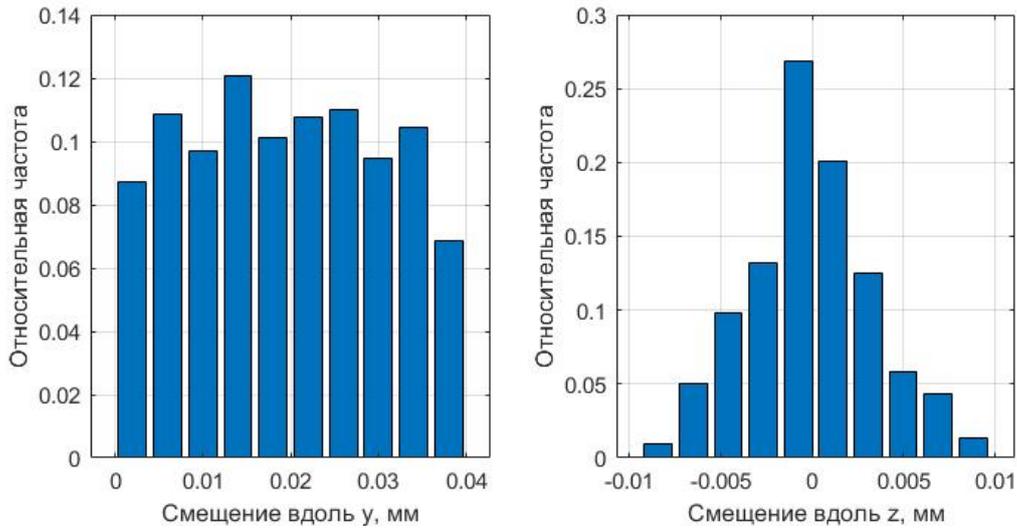


Рис. 1. Гистограммы распределения параметров смещений на проставке

Таблица 2. Параметры нейронных сетей

Параметр	Значения
P_{spread}	0,001; 0,005; 0,01; 0,05; 0,1; 0,5; 1; 2; 3
$N_{н_с}$	5; 10; 15; 20; 25; 30; 50; 70; 100
$N_с$	10; 15; 20; 25; 30; 50; 100

В табл. 3 приведены результаты рассчитанных параметров $\delta_{ооп}$ и $RSME$ для параметров виброускорения ($a_г$) и силы реакции (F_o) на второй опоре (около диска) для тестовой выборки.

Таблица 3. Погрешности прогноза вибрационных параметров на второй опоре

Вид эксперимента из табл. 1	Тип сети	Параметр	$\delta_{ооп}$	$RSME$	Оптимальные параметры сети		
					P_{spread}	$N_{н_с}$	$N_с$
1. Смещение диска и проставки	GRNN	$a_г$	0,78	0,015	0,1	-	-
		F_o	0,51	8,607			
	ДПСФА	$a_г$	0,74	0,0153	-	50	20
		F_o	0,66	7,578			
2. Остаточный дисбаланс на диске	GRNN	$a_г$	0,94	0,0008	0,001	-	-
		F_o	0,97	1,1181			
	ДПСФА	$a_г$	0,9	0,0011	-	100	100
		$F_o, мм$	0,83	2,1841			

Анализируя результаты, приведённые в табл. 3, можно заключить, что сеть GRNN позволяет прогнозировать с меньшими ошибками, чем сеть ДПСФА. Прогноз параметров после уравнивания менее точен, чем прогноз до уравнивания. В целом прогноз при наличии погрешностей только дисбаланса более точен, чем прогноз при смещении диска и проставки.

На рис. 2, 3 приведены ошибки работы сети GRNN.

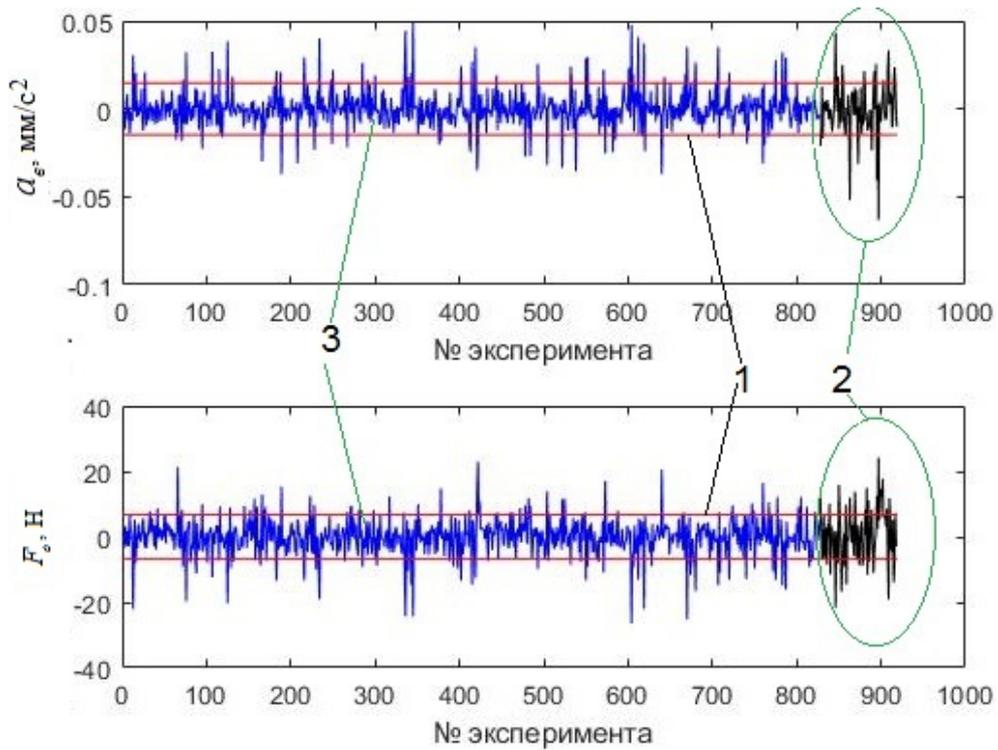


Рис. 2. Ошибки обучения (3), прогноза тестовой выборки (2) и заданные границы допуска на ошибку (1) при смещении диска и проставки

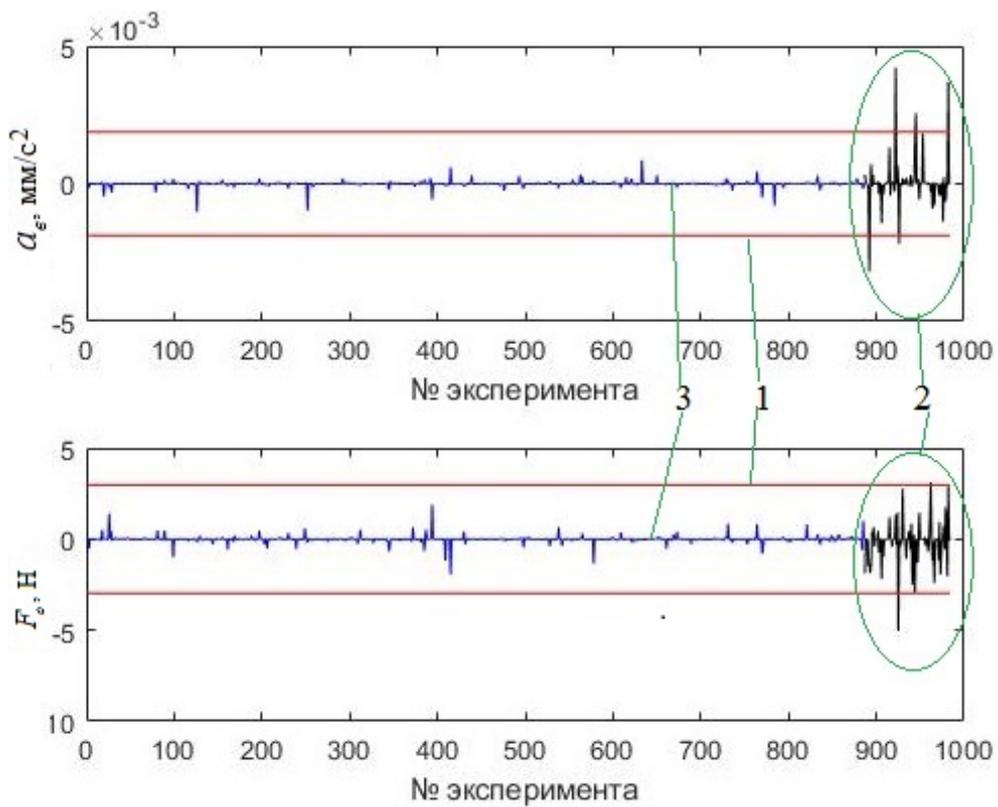


Рис. 3. Ошибки обучения (3), прогноза тестовой выборки (2) и заданные границы допуска на ошибку (1) при остаточном дисбалансе

Исходя из приведённых на рис. 2, 3 графиков, можно сделать вывод, что обучение нейронной сети для экспериментов со смещением диска и проставки менее стабильно, чем обучение для экспериментов с внесением остаточного дисбаланса на диске. Для серии экспериментов, когда в качестве отклонений присутствует только остаточный дисбаланс на диске, в шести процентах случаев – для виброускорения и трёх процентах – для силы реакции опоры, величины ошибок прогноза превышают порог в 10% от величины диапазона изменения параметров. Моделируемые величины не достигали максимально допустимых величин, поэтому границы допусков на погрешности прогноза могут быть расширены в два раза, что позволяет говорить о 100% точности прогноза в рассматриваемых экспериментах.

Выводы

В работе приводятся результаты использования компьютерного моделирования и машинного обучения для оперативного прогнозирования параметров виброускорения и силы реакции в опорах ротора турбины, объединённые в единый алгоритм. Новизной разработанного алгоритма является модель прогнозирования вибрационного состояния и применение нейронной сети для снижения трудоёмкости расчётов. Полученные результаты позволяют говорить о возможности прогнозирования параметров вибрационного состояния посредством рассмотренного подхода. Погрешности прогноза напрямую связаны с величиной обучающей выборки и достоверностью моделирования. Обученная нейронная сеть позволит применять результаты моделирования в производстве за счёт существенно (доли секунды) более быстрой работы по сравнению с расчётами в САЕ-пакетах. Дальнейшими направлениями исследований являются: проведение испытаний на стенде, изучение других сборочных единиц, поиск и оптимизация альтернативных архитектур нейронных сетей и увеличение количества экспериментов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках стипендии Президента Российской Федерации (номер СП-262.2019.5). Экспериментальные исследования были выполнены на оборудовании ЦКП САМ-технологий (RFMEFI59314X0003).

Библиографический список

1. Левит М.Е., Рыженков В.М. Балансировка деталей и узлов. М.: Машиностроение, 1986. 248 с.
2. Deepthikumar M.B., Sekhar A.S., Srikanthan M.R. Modal balancing of flexible rotors with bow and distributed unbalance // Journal of Sound and Vibration. 2013. V. 332, Iss. 24. P. 6216-6233. DOI: 10.1016/j.jsv.2013.04.043
3. Kaneko Y., Kanki H., Kawashita R. Steam turbine rotor design and rotor dynamics analysis // Advances in Steam Turbines for Modern Power Plants. 2017. P. 127-151. DOI: 10.1016/B978-0-08-100314-5.00007-5
4. Wenhui X., Yushu C., Yougang T. Analysis of motion stability of the flexible rotor – bearing system with two unbalanced disks // Journal of Sound and Vibration. 2008. V. 310, Iss. 1-2. P. 381-393. DOI: 10.1016/j.jsv.2007.08.001
5. Jalan Arun Kr., Mohanty A.R. Model based fault diagnosis of a rotor – bearing system for misalignment and unbalance under steady – state condition // Journal of Sound and Vibration. 2009. V. 327, Iss. 3-5. P. 604-622. DOI: 10.1016/j.jsv.2009.07.014
6. Захаров О.В., Бржозовский Б.М., Погораздов В.В. Наладка бесцентровых суперфинишных станков на основе численного моделирования и оптимизации // Вестник машиностроения. 2003. № 12. С. 48-50.

7. Mahfoud J., Hagopian J.Der., Levecque N., Steffen V. Experimental model to control and monitor rotating machines // *Mechanism and Machine Theory*. 2009. V. 44, Iss. 4. P. 761-771. DOI: 10.1016/j.mechmachtheory.2008.04.009

8. Guo J., Hong J., Yang Z., Wang Y. A tolerance analysis method for rotating machinery // *Procedia CIRP*. 2013. V. 10. P. 77-83. DOI: 10.1016/j.procir.2013.08.015

9. Захаров О.В. Управление точностью бесцентрового шлифования статистическими методами // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2009. № 9. С. 32-35.

10. Pechenin V.A., Rusanov N.V., Bolotov M.A. Model and software module for predicting uncertainties of coordinate measurements using the NX OPEN API // *Journal of Physics: Conference Series*. 2018. V. 1096. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012162

11. Бондарчук П.В. Прочность пневмо- и гидромашин: электрон. учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2013. 195 с.

12. Медведев В.С., Потемкин В.Г. Нейронные сети. MATLAB 6. М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2002. 496 с.

13. Vasserman P.D. Advanced methods in neural computing. New York: Van Nostrand Reinhold Publ., 1993. 255 p.

ALGORITHM FOR PREDICTING THE VIBRATIONAL STATE OF A TURBINE ROTOR USING MACHINE LEARNING

© 2020

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), Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vadim.pechenin2011@yandex.ru

E. J. Pechenina Postgraduate student of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ek-ko@list.ru

N. V. Ruzanov Lead Programmer of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kinform@mail.ru

A machine learning algorithm has been developed to solve the problem of predicting a vibrational state in order to improve the turbine rotor assembly processes using its digital twin. The digital twin of the rotor includes a parametric 3D model specially created in the CAD module of the NX program and a design project in the ANSYS system in which the working conditions of the rotor are simulated. The parameters of vibration acceleration and the reaction force of the rotor supports at critical speeds depending on geometric errors were calculated. To reduce the complexity of the calculations, neural network architectures were chosen to predict the parameters of the vibrational state depending on the geometric errors of the rotors. The novelty of the work lies in the creation and use of the original numerical model of balancing, taking into account the rotor manufacturing tolerances.

Turbine rotor; vibration behavior; prediction; geometric deflections; imbalance; CAE system; neural network.

Citation: Bolotov M.A., Pechenin V.A., Pechenina E.J., Ruzanov N.V. Algorithm for predicting the vibrational state of a turbine rotor using machine learning. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 18-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-18-27

References

1. Levit M.E., Ryzhenkov V.M. *Balansirovka detaley i uzlov* [Balancing of parts and components]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 248 p.
2. Deepthikumar M.B., Sekhar A.S., Srikanthan M.R. Modal balancing of flexible rotors with bow and distributed unbalance. *Journal of Sound and Vibration*. 2013. V. 332, Iss. 24. P. 6216-6233. DOI: 10.1016/j.jsv.2013.04.043
3. Kaneko Y., Kanki H., Kawashita R. Steam turbine rotor design and rotor dynamics analysis. *Advances in Steam Turbines for Modern Power Plants*. 2017. P. 127-151. DOI: 10.1016/B978-0-08-100314-5.00007-5
4. Wenhui X., Yushu C., Yougang T. Analysis of motion stability of the flexible rotor – bearing system with two unbalanced disks. *Journal of Sound and Vibration*. 2008. V. 310, Iss. 1-2. P. 381-393. DOI: 10.1016/j.jsv.2007.08.001
5. Jalan Arun Kr., Mohanty A.R. Model based fault diagnosis of a rotor – bearing system for misalignment and unbalance under steady – state condition. *Journal of Sound and Vibration*. 2009. V. 327, Iss. 3-5. P. 604-622. DOI: 10.1016/j.jsv.2009.07.014
6. Zakharov O.V., Brzhozovskiy B.M., Pogorazdov V.V. Setup of centerless superfinishing machines on the basis of numerical simulation and optimization. *Vestnik Mashinostroeniya*. 2003. No. 12. P. 48-50. (In Russ.)
7. Mahfoud J., Hagopian J.Der., Levecque N., Steffen V. Experimental model to control and monitor rotating machines. *Mechanism and Machine Theory*. 2009. V. 44, Iss. 4. P. 761-771. DOI: 10.1016/j.mechmachtheory.2008.04.009
8. Guo J., Hong J., Yang Z., Wang Y. A tolerance analysis method for rotating machinery. *Procedia CIRP*. 2013. V. 10. P. 77-83. DOI: 10.1016/j.procir.2013.08.015
9. Zakharov O.V. Management of accuracy of centerless grinding by the statistical methods. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*. 2009. No. 9. P. 32-35. (In Russ.)
10. Pechenin V.A., Rusanov N.V., Bolotov M.A. Model and software module for predicting uncertainties of coordinate measurements using the NX OPEN API. *Journal of Physics: Conference Series*. 2018. V. 1096. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012162
11. Bondarchuk P.V. *Prochnost' pnevmo- i gidromashin: elektron. ucheb. posobie* [Strength of pneumatic and hydraulic machines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013. 195 p.
12. Medvedev V.S., Potemkin V.G. *Neyronnye seti. MATLAB 6* [Neural networks. MATLAB 6]. Moscow: DIALOG-MIFI Publ., 2002. 496 p.
13. Vasserman P.D. *Advanced methods in neural computing*. New York: Van Nostrand Reinhold Publ., 1993. 255 p.

МЕТОД КОНТРОЛЯ НАД ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ТОЧНОСТИ ЕДИНСТВА БАЗ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ИХ СОВМЕСТНОМ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2020

В. Д. Еленев доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения, директор института авиационной техники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
elenev.vd@ssau.ru

Ю. П. Шупляк сотрудник кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
yuashuplyak@mail.ru

Рассмотрено обеспечение точности единства баз изделий космического комплекса (изделий) на различных этапах проектирования. Показано, что основная проблема заключается в том, что точность единства баз изделий в составе комплекса обеспечивается в рамках внутренней структуры изделия. Предложен метод контроля над обеспечением точности единства баз изделий в составе комплекса на различных этапах проектирования в рамках их внешних структур. Метод реализуется с помощью введения системы координат комплекса в схему комплекса изделий, выполняющих взаимосвязанные эксплуатационные функции. В рамках метода вводятся понятия и определения, с помощью которых становится возможным формально представлять точность единства баз изделий в виде множества пар точек, на которые замыкаются соответствующие аннотированные размеры. Показана графическая интерпретация метода на этапах разработки технических заданий изделий. Приведён пример возможной реализации метода на этапе разработки конструкторской документации.

Космический комплекс; базы; идентификация; интерфейс; аннотированный размер формализованный; геометрический элемент первичный; геометрическая форма первичная; система координат комплекса.

Цитирование: Еленев В.Д., Шупляк Ю.П. Метод контроля над обеспечением точности единства баз изделий космического комплекса при их совместном функционировании на различных этапах проектирования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 28-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-28-40

Введение

Настоящая работа относится к проблематике обеспечения единства баз изделий космического комплекса (КК) на этапах разработки технического задания (ТЗ) и конструкторской документации (КД).

Известно, что все изделия космического комплекса (ИКК) на различных этапах жизненного цикла (ЖЦ) вступают во взаимодействие друг с другом. При взаимодействии ИКК образуют друг с другом систему, которая (если отбросить специфику космической тематики) представляет собой «комплекс», рассматриваемый в ГОСТ 2.101-2016 «ЕСКД. Виды изделий» [1] как: «Два и более специфицированных изделия, не соединённые на предприятии-изготовителе сборочными операциями, но предназначенные для выполнения взаимосвязанных эксплуатационных функций». В то же время разработка КД на комплекс не предусмотрена никакими стандартами. Как следствие схема совместного функционирования двух ИКК при выполнении ими взаимосвязанных эксплуатационных функций может официально присутствовать только в рамках ТЗ

на их разработку или в виде проектных документов, не имеющих статуса нормативных документов.

Характерной особенностью любого ИКК как составной части (СЧ) в составе КК является наличие у него внешней и внутренней структур. С точки зрения методов функционального подхода, рассматриваемого в монографии [2], внешняя структура определяет функцию ИКК как элемента в составе системы более высокого уровня иерархии (комплекса), проявляющую себя через призму его отношений к другим ИКК в составе комплекса. Однако реализовать эту функцию ИКК может только в рамках своей внутренней структуры. В этом заключается принцип единства функции и структуры любой сложной технической системы типа КК.

Актуальность проблемы обеспечения единства баз ИКК заключается в следующем. В настоящее время все известные методы обеспечения единства баз изделий на различных этапах ЖЦ рассматриваются в рамках их внутренних структур. Поэтому они являются недостаточно объективными. Необходима разработка новых методов, обеспечивающих на этапах разработки ТЗ и КД единство баз ИКК в рамках их внешних структур. Работа посвящена разработке метода контроля над обеспечением точности единства баз изделий в составе комплекса на различных этапах проектирования в рамках их внешних структур (метода).

Постановка задачи

Под обеспечением единства баз в настоящей работе будем понимать обеспечение точности, с которой происходит взаимная стыковка двух ИКК друг с другом в составе комплекса на этапах разработки ТЗ и КД. Основным критерием оценки единства баз будем рассматривать точность линейных размеров, по которым эти базы стыкуются друг с другом и размещаются в пространстве относительно друг друга (далее по тексту – точность).

Нормативно-техническая документация (НТД) рассматривает много определений точности. В настоящей работе под точностью будем рассматривать следующее определение: «Точность геометрического параметра – степень приближения действительного значения геометрического параметра к его номинальному значению».

Основная проблематика вопросов, рассматриваемых при разработке метода обеспечения единства баз ИКК на этапах разработки ТЗ и КД в рамках внешних структур (метода), заключается в следующем.

В настоящее время разработка всех ИКК ведётся в рамках методологии нисходящего проектирования с использованием компьютерных технологий. В соответствии с НТД для каждого ИКК разрабатываются электронные модели изделий (ЭМИ). Однако требованиями ГОСТ 2.052-2015 «ЕСКД. Электронная модель изделия. Общие положения» [3] определяются требования к разработке ЭМИ только в рамках собственных систем координат и внутренней структуры ИКК. С точки зрения требований по точности стандарт на разработку ЭМИ предполагает внесение этих требований в ЭМИ в виде множества аннотированных размеров (АР), которые вносятся в ЭМИ в ручном режиме для каждого отдельно рассматриваемого размера. Любой АР, вводимый в ЭМИ, ассоциируется с гранями, поверхностями, осями и т.д. номинальной геометрии ЭМИ и автоматически становится просто номинальным размером (размером без допусков). Аннотированным же размер становится только после того, как в результате индивидуальной процедуры к его номинальному значению искусственно добавляются допуски. При этом вся вручную введённая в состав ЭМИ информация по допускам становится недоступной для аналитической обработки компьютерными средствами, а сам АР не становится объектом автоматической корректировки в составе ЭМИ в случае её корректировки.

Одной из главных причин является отсутствие средств формализованного представления АР. Необходимо знать уравнения поверхностей соответствующих базовых элементов для каждого АР, что является достаточно проблематичным.

Далее необходимо остановиться на том факте, что согласно общим техническим требованиям в составе КК вводится разделение ИКК на две группы:

- объекты эксплуатации (ОЭ) одноразового использования;
- технические средства эксплуатации (ТСрЭ) многоразового использования, предназначенные для совместной эксплуатации с соответствующей группой ОЭ.

С точки зрения требований по точности единства баз:

- каждый экземпляр ОЭ, серийно изготовленный на заводе-изготовителе, имеет собственные действительные размеры, выполненные в пределах назначенных допусков;

- ТСрЭ, совместно эксплуатируемое с любым серийным ОЭ, изготавливается один раз и имеет собственные действительные размеры, выполненные в пределах своих допусков.

Из этого следует, что при рассмотрении вопросов совместного функционирования ИКК в составе комплекса (с учётом разделения их на группы ОЭ и ТСрЭ) единство баз совместно функционирующих ОЭ и ТСрЭ должно рассматриваться не для одного конкретного сочетания их допусков, а с учётом всего возможного диапазона допусков.

Все эти проблемы необходимо учитывать при разработке метода. Для их решения необходимо создавать новый понятийный и методический аппарат, в котором все вводимые понятия и определения исключают возможность их неоднозначного понимания; не вступают в противоречие друг с другом; не противоречат существующей НТД.

Формализация аннотированного размера

Дадим краткую нотацию (описание структуры) понятию «размер», поскольку все требования по точности (в том числе – на этапах разработки ТЗ и КД) реализуются именно через это понятие. В общем случае любой размер, проставляемый на чертеже или любом графическом документе, будем рассматривать как систему атрибутов, которая включает в себя:

- «размерное число», которое определяет величину изображённого изделия или его СЧ;

- «размерную линию», которая (при нанесении размера прямолинейного отрезка) проводится параллельно измеряемому прямолинейному отрезку и с обоих концов ограничивается стрелками;

- две «выносные линии», которые проводят перпендикулярно к «размерной линии».

Любой размер включает в себя все перечисленные выше атрибуты, причём атрибутами «размерная линия» и «выносные линии» свободно манипулируют в зависимости от места расположения рассматриваемого размера на чертеже. В то же время атрибут «размерное число» остаётся неизменным, поскольку представляет собой количественную характеристику конкретно рассматриваемого размера. Поэтому размерное число является отличительным признаком данного размера от других размеров и представляет собой числовое значение линейной величины в выбранных единицах измерения.

При нанесении размеров на ЭМИ размерные линии ассоциативно связываются с какими-либо гранями, поверхностями, осями или точками ЭМИ и тянутся вслед за выносными линиями в зону плоскости обозначений и указаний, в рамках которой располагаются все негеометрические атрибуты ЭМИ. При этом расстояние между стрелками

размерной линии автоматически отражает только номинальное значение расстояния между соответствующими гранями, поверхностями и т.д.

Как показал анализ НТД, имеющиеся средства представления точности ИКК на этапе разработки КД позволяют описывать точность ИКК с помощью обычных АР, но этих средств недостаточно для того, чтобы описывать точность ИКК на этапе разработки ТЗ.

Введём понятие о геометрическом элементе первичном (ГЭП). В качестве ГЭП будем рассматривать идентифицированную точку. Будем считать, что ГЭП как точка представляет собой абстрактный «нульмерный» объект, не имеющий ни частей, ни измерительных характеристик. Благодаря таким качествам в одной и той же точке пространства может размещаться не одна, а множество идентифицированных точек.

Рассмотрим трёхмерное пространство, на котором определена система, состоящая из двух идентифицированных ГЭП. Введём прямоугольную систему координат и расположим её в пространстве таким образом, чтобы линия, соединяющая два идентифицированных ГЭП, являлась параллельной двум её координатным плоскостям, а на третьей координатную плоскость она проецировалась бы в точку. Зафиксируем координаты каждой идентифицированной ГЭП относительно введённой системы координат.

Назовём такую систему из двух взаимосвязанных идентифицированных ГЭП, положение каждого из которых определяется тремя координатами относительно введённой прямоугольной системы координат, геометрической формой первичной (ГФП).

Введём в рассмотрение понятие об «аннотированном размере формализованном», которому дадим следующую интерпретацию: «Аннотированный размер формализованный (АРФ) – это размер, замыкающийся своими выносными линиями на ГФП, у которого:

- размерная линия параллельна линии, соединяющей точки, принадлежащие ГФП;
- размерное число имеет нормированное значение;
- структуру размерного числа можно формально записать в виде кортежа из трёх атрибутов, в котором первый атрибут представляет собой значение номинального размера, а второй и третий – значения допусков (верхнего и нижнего)».

Отметим, что АРФ может быть определён только для конкретной ГФП, соответствующим образом размещённой в рамках прямоугольной системы координат.

Концепция метода

Метод предполагает выведение всей неграфической (атрибутивной) информации, связанной с точностью, за рамки ЭМИ (проектной или конструкторской). За рамками номинальной геометрии такую информацию становится возможным подвергать аналитической обработке, используя с этой целью вновь введённые понятия, а также существующий математический аппарат и возможности и средства современных компьютерных технологий.

Концепция рассматривает единство баз ИКК в составе комплекса в рамках единства внешней и внутренней структур ИКК при условии, что требования по точности обеспечения единства баз назначаются на этапе разработки ТЗ в рамках его внешней структуры, а реализуются эти требования на этапе разработки КД в рамках его внутренней структуры.

Под комплексом далее будем понимать систему «базовое ИКК + функционально зависимое ИКК», в которой роль базового ИКК исполняет ОЭ, а роль функционально зависимого ИКК – соответствующее ТСрЭ. Проблему обеспечения единства баз комплекса будем решать за счёт создания ТСрЭ, для которого в ТЗ на базовое ИКК опреде-

лена функция. Функцию ТСрЭ будем рассматривать как реализацию требований по обеспечению единства баз, назначенных в ТЗ на базовое ИКК в виде множества АР.

Разработка частного ТЗ (ЧТЗ) на создание соответствующего функционально зависимого ИКК (ТСрЭ) рассматривается как этап внешнего проектирования ТСрЭ, на котором все требования, предъявляемые к нему со стороны базового ИКК, включаются в ЧТЗ как множество аргументов. Реализация требований ЧТЗ на этапе разработки КД рассматривается как этап внутреннего проектирования ТСрЭ.

Геометрическая интерпретация метода показана на рис. 1, а, б, в.

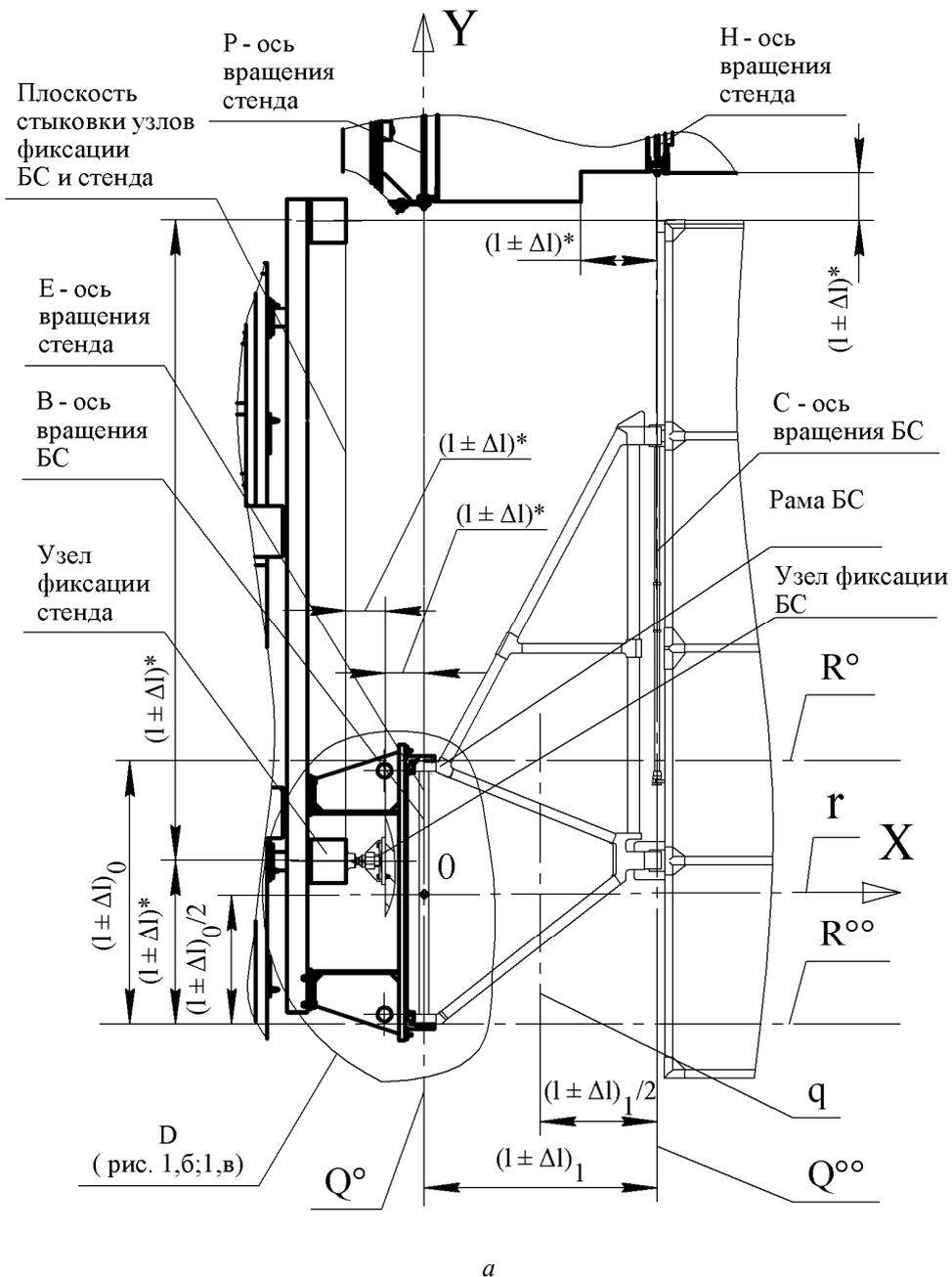
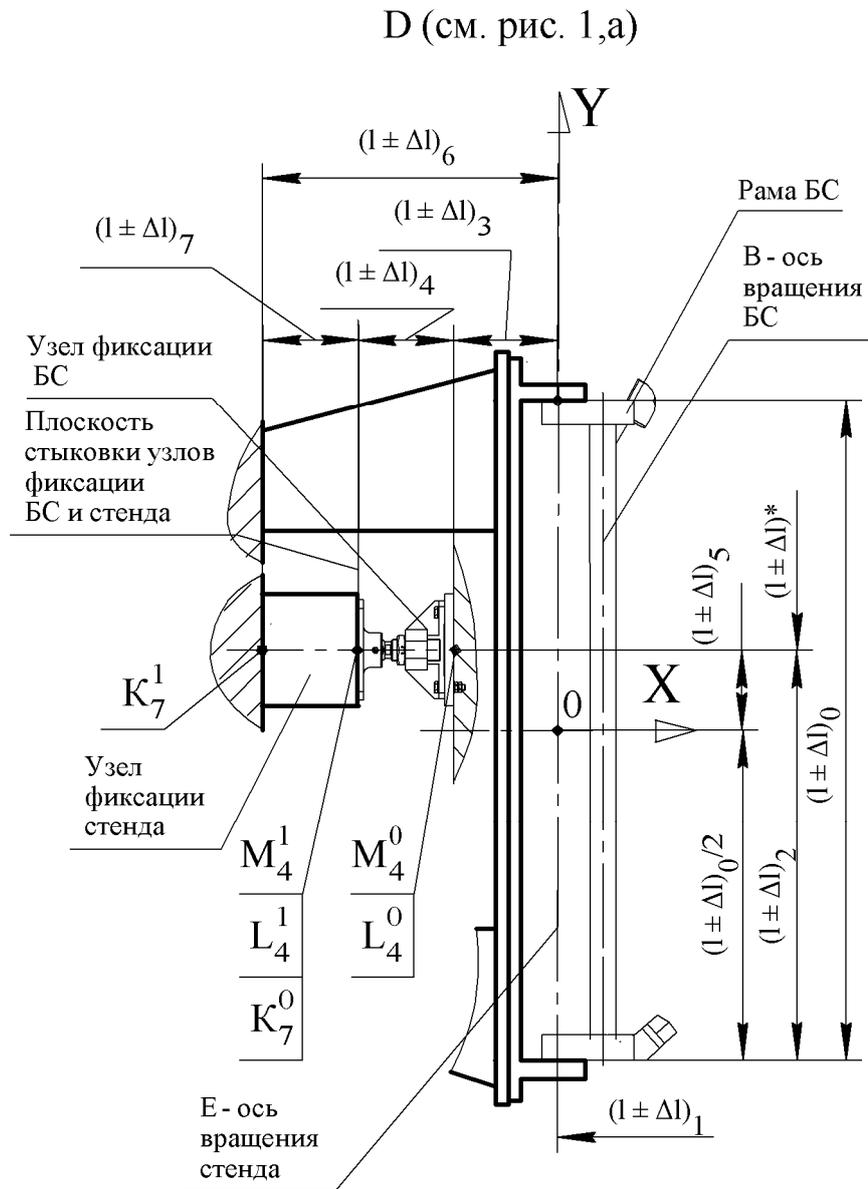


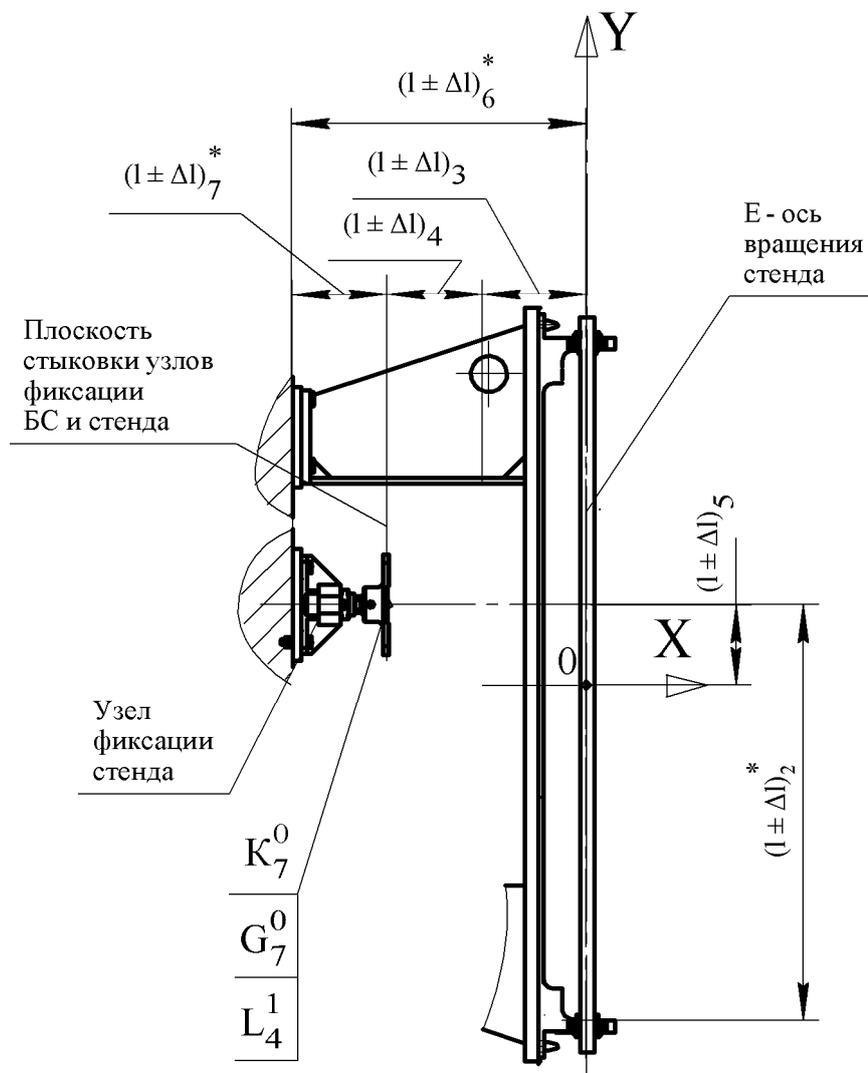
Рис. 1. Геометрическая интерпретация метода на различных этапах проектирования:
 а – идентификация абсолютной системы координат комплекса «БС+Стенд» на этапах разработки ТЗ на БС и ЧТЗ на стенд (см. также с. 33 и 34)



б

Рис. 1. Продолжение: б – идентификация ГЭП БС, стенда и интерфейса в составе комплекса «БС+Стенд» на этапе разработки ТЗ на стенд

D (см. рис. 1,а)



в

Рис. 1. Окончание: в – пример реализации метода на этапе разработки КД на стенд

На рис. 1, а показана ЭМИ схемы совместного функционирования ИКК в составе комплекса «базовое ИКК + функционально зависимое ИКК» (далее по тексту – схемы), взятая из ТЗ на базовое ИКК. В составе комплекса в качестве базового ИКК рассматривается панель батареи солнечной (БС), а в качестве функционально зависимого ИКК – стенд раскрытия БС. Данная схема подробно рассмотрена в [4].

Далее ЭМИ схемы, показанной на рис. 1, будем рассматривать как ЭМИ схемы в составе комплекса «БС + Стенд» на этапах разработки ТЗ и КД. На всех рисунках ЭМИ БС изображается тонкими линиями, а ЭМИ стенда – основными.

Предполагается, что ЭМИ стенда и БС, рассматриваемые отдельно друг от друга, выполнены в рамках собственных систем координат, но в рамках схемы они показаны в рамках системы координат комплекса, ориентация которой в пространстве соответствует требованиям ГОСТ 2.052-2015 [3]. В рассматриваемом случае ориентация системы координат комплекса, показанная на рис. 1, *a*, такова, что схема проецируется на экран монитора (на плоскость рисунка) в натуральную величину в плоскости координат комплекса XOY .

Отметим, что показанные на рис. 1 графические материалы являются соответствующими фрагментами ЭМИ схемы и приведены исключительно для наглядности текста с целью сокращения его объёма. Они не являются чертежами и не предполагают полноты предоставляемой информации. С целью упрощения излагаемых материалов и сокращения объёма графических материалов все материалы рассматриваются в рамках двумерной системы координат.

Требования по точности представлены на рис. 1, *a* в форме АР типа $(l \pm \Delta l)^*$, которые относятся к БС. Это далеко не все АР, отражающие требования по точности исполнения БС в составе комплекса «БС + Стенд». По этой причине все показанные на схеме АР типа $(l \pm \Delta l)^*$ обезличены. В дальнейшем часть этих размеров будет идентифицироваться. При этом каждый вновь идентифицированный номер размера далее сохраняется на всех последующих рисунках, а другие размеры типа $(l \pm \Delta l)^*$ считаются реально существующими размерами.

Идентифицируем на рис. 1, *a* систему координат комплекса «БС + Стенд». Вариантов идентификации может быть много, рассмотрим один из них. Согласно НТД представим ЭМИ в качестве полного ГЭ, определённого чертежом. В этом случае начало системы координат комплекса можно рассматривать в качестве центра, который произведён от нескольких полных ГЭ. Идентификацию системы координат комплекса выполним следующим образом.

На множестве размеров типа $(l \pm \Delta l)^*$ идентифицируем относительно баз БС размеры $(l \pm \Delta l)_0$ и $(l \pm \Delta l)_1$ как это показано на рис. 1, *a*. В рамках вспомогательной геометрии (ГОСТ 2.052-2015 [3]) ЭМИ схемы выполним следующие действия. На противоположных концах оси B панели БС, замыкающихся на идентифицированный аннотированный размер $(l \pm \Delta l)_0$, построим две вспомогательные параллельные плоскости R° и R° , проецирующиеся на плоскость рисунка в виде двух горизонтальных параллельных прямых. Через оси вращения E , D стенда и B панели БС, а также через оси вращения H стенда и C панели БС соответственно построим две вспомогательные параллельные плоскости Q° и Q° , проецирующиеся на плоскость рисунка в виде двух вертикальных параллельных прямых.

Согласно НТД будем рассматривать:

– плоскости R° и R° – как размерный элемент (РЭ) типа «две параллельные плоскости» (типа «П»), который обозначим как РЭ R типа «П», который:

а) определяется «местным» размером $(l \pm \Delta l)_0$;

б) имеет производный геометрический элемент (ПрГЭ) – плоскость симметрии r , которая проецируется на плоскость рисунка в виде горизонтальной прямой и делит значение местного размера $(l \pm \Delta l)_0$ пополам;

– плоскости Q° и Q° – как РЭ Q типа «П», который:

а) определяется местным размером $(l \pm \Delta l)_1$;

б) имеет ПрГЭ – плоскость симметрии q , которая проецируется на плоскость рисунка в виде вертикальной прямой, делящей значение местного размера $(l \pm \Delta l)_1$ пополам.

Идентифицируем на ЭМИ схемы систему координат комплекса «БС + Стенд» для этапов разработки ТЗ и КД следующим образом.

Введём в модельном пространстве ЭМИ схемы некоторую прямоугольную правостороннюю систему координат $0(X, Y, Z)$ и разместим таким образом, чтобы её положение соответствовало положению, показанному на рис. 1 (ГОСТ 2.052-2015 [3]), т.е. плоскостью XOY , расположенной в плоскости экрана монитора (рисунка). Рассмотрим точку пересечения ПрГЭ r с плоскостью Q° , которые пересекаются друг с другом под прямым углом. Определим данную точку в качестве начала системы координат. Переместим начало системы координат $0(X, Y, Z)$ в эту точку пересечения ПрГЭ r с плоскостью Q° , сохранив её первоначальную ориентацию. Теперь оси B , E и P будут находиться на оси OY , а ось OX будет находиться в плоскости симметрии p .

Примем точку пересечения ПрГЭ r с плоскостью Q° за начало отсчёта системы координат и дадим ей название «абсолютная система координат комплекса» (АСК) $0(X, Y, Z)$.

Далее положение АСК $0(X, Y, Z)$ сохраняется для всех последующих этапов работы, а все АР типа $(l \pm \Delta l)^*$ на ЭМИ схемы могут быть пересчитаны относительно неё.

На рис. 1, б показан фрагмент схемы комплекса «БС + Стенд», на котором идентифицирована АСК $0(X, Y, Z)$, скопированный из ТЗ на БС и введённый в состав ЧТЗ на стенд. Все требования по точности относятся к БС и соответствуют требованиям, показанным на рис 1, а. Помимо размеров $(l \pm \Delta l)_0$, $(l \pm \Delta l)_1$ идентифицируем относительно баз БС размеры $(l \pm \Delta l)_2$, $(l \pm \Delta l)_3$, $(l \pm \Delta l)_4$ и $(l \pm \Delta l)_5$.

На рис. 1, б в первую очередь интересуют конкретные точки, принадлежащие комплектам баз (КБ) БС и стенда, которые можно идентифицировать и однозначно определить их координаты относительно АСК $0(X, Y, Z)$.

Здесь и далее под КБ будем понимать две сопряжённые друг с другом базы, одна из которых принадлежит БС, а другая – стенду.

Так рама БС и кронштейн стенда сопрягаются друг с другом по двум КБ, расположенным на расстоянии $(l \pm \Delta l)_0$ друг от друга и образуют между собой подвижную кинематическую пару. При этом каждый КБ пересекается осями B панели БС и E стенда в точке пространства, в которой одновременно находятся две сопряжённые друг с другом точки, одна из которых принадлежит БС, а другая – стенду. На рис. 1, б показан КБ, у которого базы узлов фиксации БС и стенда состыкованы и образуют друг с другом неразъёмное соединение. Данный КБ пересекается осевой линией, проходящей через оси узлов фиксации БС и стенда, и образует в другой точке пространства две другие сопряжённые друг с другом точки, одна из которых принадлежит БС, а другая – стенду.

Для обоих видов КБ отметим следующее:

– в одной точке пространства может находиться множество сопряжённых точек, рассматриваемых как ГЭП и имеющих одинаковые координаты относительно АСК $0(X, Y, Z)$;

– ГЭП принадлежат соответствующим базам БС и стенда и (в условиях номинальной геометрии) являются объективной характеристикой этих баз, что позволяет замыкать на них соответствующий размер без потери информации по базам.

В работе рассмотрим только КБ, у которого базы узлов фиксации БС и стенда состыкованы и образуют друг с другом неразъёмное соединение.

Выполним для данного КБ идентификацию ГЭП для точек пересечения с осевыми линиями. Сама идентификация точек проводится с учётом ассоциированности базы с соответствующими АР.

Введём в рассуждения множество пар точек типа M_i^b , определяющих БС, в котором для каждой из точек:

– нижний индекс i указывает на индекс идентифицированного размера типа $(l \pm \Delta l)_i$;

– верхний индекс b указывает на порядковый номер (0 или 1) точки относительно места её размещения относительно размера типа $(l \pm \Delta l)_i$ (с разных сторон размера).

Как видно из рис. 1, б, после проведения идентификации имеем множество точек БС $\{M_4^0, M_4^1\}$, которые, в совокупности, можно рассматривать как ГФП. Для каждого ГЭП данной ГФП можно однозначно определить координаты относительно АСК $0(X, Y, Z)$. В свою очередь, ГФП замыкается на соответствующий АР и приобретает статус АРФ.

Введём в рассуждение понятие об «интерфейсе» как «общей границе» между двумя отдельными системами, через которую эти системы взаимодействуют друг с другом.

Будем считать, что в каждом КБ идентифицированные ГЭП, имеющие одинаковые координаты, не сливаются между собой в одну точку, а замыкаются друг на друга через интерфейс, сохраняя при этом свою уникальность.

Будем рассматривать интерфейс только в качестве компонента, ограничивающего в пространстве АСК $0(X, Y, Z)$ зону среды (в рассматриваемом случае – БС) с её внешней стороны. Это означает, что сначала определяются крайние точки баз БС, а затем к этим точкам с внешних сторон приписываются точки интерфейса. При этом точки БС и интерфейса будут иметь одинаковые координаты, а ни одна из точек, принадлежащих БС или стенду, не будет иметь возможности пересечь пространство через точку интерфейса.

Введём множество ГЭП, определяющих интерфейс. Это будет множество ГЭП типа L_i^b , в котором индексация ГЭП соответствует индексации точек БС. Как видно из рис. 1, б, это будет множество ГЭП $\{L_4^0, L_4^1\}$.

ГЭП M_4^0 и L_4^0 как точки, замыкающиеся на базу БС, далее не рассматриваются.

Определим координаты ГЭП M_4^1 L_4^1 относительно АСК $0(X, Y, Z)$. Это будут ГЭП с координатами $(-((l \pm \Delta l)_3 + (l \pm \Delta l)_4), 0)$.

Как видно из рис. 1, б, в рамках АСК $0(X, Y, Z)$:

– все АР и все базовые точки, ранее идентифицированные относительно баз БС, сохранили своё положение в пространстве, но теперь они стали идентифицированными относительно баз станда;

– все введённые ранее в рамках ТЗ на БС понятия о ГЭП, ГФП и АРФ сохраняются;

– на схеме появились дополнительные АРФ, связанные с введением требований по точности непосредственно к станду, которые идентифицированы как $(l \pm \Delta l)_6$, $(l \pm \Delta l)_7$.

Как видно из рисунка, система проставленных на нём размеров переопределена, т.е. на ней имеются размеры, которые с точки зрения правил нанесения размеров являются лишними, поскольку могут быть получены из других размеров (например – размер $(l \pm \Delta l)_7$).

Отметим, что настоящая работа не является методикой простановки размеров.

В данном случае $(l \pm \Delta l)_6$ и $(l \pm \Delta l)_7$ отсчитываются от разных баз станда, хотя они и находятся в одной плоскости. Размер $(l \pm \Delta l)_6$ является сборочным и относится к сборке кронштейнов станда, а размер $(l \pm \Delta l)_7$ относится к узлу фиксации станда.

Введём на рис. 1, б идентификацию ГЭП станда типа K_i^b , где нижний индекс i и верхний индекс b ГЭП соответствуют индексации для ГЭП типа M_i^b . Как видно из рис. 1, б, это будет множество ГЭП станда $\{K_7^0, K_7^1\}$.

Как и в отношении ГЭП БС M_4^0 и L_4^0 , ГЭП станда K_7^1 далее не рассматривается.

Определим координаты ГЭП K_7^0 относительно АСК $0(X, Y, Z)$: $(-((l \pm \Delta l)_3 + (l \pm \Delta l)_4), 0)$. Как видно из рис. 1, б, они совпадают с координатами ГЭП M_4^1 и L_4^1 .

Введём АСК $0(X, Y, Z)$, ГЭП M_4^1 , L_4^1 , K_7^0 и их координаты в ЧТЗ на станд.

Реализация метода на этапе разработки конструкторской документации

Реализацию представления точности единства баз на этапе разработки КД рассмотрим на примере, приведённом на рис. 1, в. С целью сокращения числа рисунков пример рассмотрим на совмещённом рисунке.

На рис. 1, в показан тот же самый, что и на рис. 1, б, фрагмент ЭМИ схемы, реализованный в соответствии с НТД в варианте КД на «узел» на этапе разработки КД на станд.

Известно, что действующая технология нисходящего проектирования предусматривает копирование номинальной геометрии ИКК из ТЗ в КД на ИКК (в том числе – на «узел») только по частям в контексте «сборки».

При этом:

– происходит автоматическое копирование в контексте «сборки» номинальной геометрии «узла» станда в рамках собственной системы координат станда;

– не предполагается копирования элементов БС.

По этой причине на рис. 1, в элементы БС (в том числе базы) отсутствуют.

Как видно из рис. 1, в, АР $(l \pm \Delta l)_2^*$, $(l \pm \Delta l)_6^*$ и $(l \pm \Delta l)_7^*$ сохранили своё значение, но теперь они стали идентифицированными относительно баз станда. Знак «*» при

каждом размере означает, что ему в соответствии с правилами нанесения размеров присваивается статус «присоединительного» размера. Вместе с тем, к перечисленным выше размерам не просто добавилась звёздочка.

Теперь эти размеры качественно изменились, поскольку они:

– из «неделимых» размеров в ТЗ на стенд в процессе разработки КД трансформируются в сборочные размеры;

– отсчитываются от других баз стенда в рамках его внутренней структуры;

– определяются в системе отсчёта собственной системы координат стенда.

Как видно из рис. 1, в, в процессе разработки КД все рассматриваемые на предыдущих рисунках части стенда приобретают собственные структуры. В рамках этих структур каждая входящая в соответствующую сборку деталь имеет собственные размеры с допусками. Поэтому все перечисленные выше «присоединительные» размеры представляют собой не размеры, подтверждающие единство баз БС и стенда, а размеры, накладывающие ограничения на соответствующие сборочные размерные цепи в рамках внутренней структуры стенда.

Эти ограничения могут быть либо подтверждены, либо не подтверждены, но о подтверждении единства баз БС и стенда здесь речи идти не может.

Теперь рассмотрим вариант обеспечения единства баз на этапе разработки КД с использованием предложенного метода.

На ЭМИ «узла» в ручном режиме идентифицируем АСК $0(X, Y, Z)$, ГЭП L_4^1 и K_7^0 , а также их координаты, перенесем их из ЧТЗ на стенд. Далее идентифицируем на ЭМИ «узла» ГЭП G_7^0 , который является базой для стыковки с БС в составе КБ.

Теперь остаётся сравнить координаты ГЭП G_7^0 с координатами ГЭП K_7^0 и L_4^1 .

В случае подтверждения единства баз номинальные значения координат ГЭП G_7^0 должны совпасть с соответствующими номинальными значениями координат ГЭП K_7^0 и L_4^1 , а все допуски деталей размеров стенда должны охватывать диапазон допусков для ГЭП K_7^0 и L_4^1 .

Заключение

Предложенный метод не противоречит требованиям НТД и не требует какой-либо адаптации к ней.

Введение АСК $0(X, Y, Z)$ и нового понятийного аппарата позволяет ввести элементы внешней структуры базового ИКК в состав КД на разрабатываемое функционально зависимое ИКК в форме нейтральных точек интерфейса. При наличии соответствующей методики обеспечения единства баз метод позволит осуществить контроль над обеспечением единства баз не только заинтересованными сторонами, но и третьей (аудиторской) стороной.

Предложенный метод требует разработки специальной методики идентификации точек (по типу методики простановки размеров). Метод предлагает проведение соответствующего размерного анализа точности обеспечения единства баз.

Библиографический список

- ГОСТ 2.101-2016. Единая система конструкторской документации (ЕСКД). Виды изделий (с Поправкой). М.: Стандартинформ, 2018. 10 с.
- Марков Ю.Г. Функциональный подход в современном научном познании. Новосибирск: Наука, 1982. 255 с.

3. ГОСТ 2.052-2015. Единая система конструкторской документации (ЕСКД). Электронная модель изделия. Общие положения. М.: Стандартинформ, 2016. 10 с.

4. Шупляк Ю.П., Сороколетов В.И. Экспериментальное подтверждение заданных характеристик батареи солнечной на этапах изготовления и наземной эксплуатации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 4 (35). С. 124-133.

CONTROL OVER MAINTAINING ACCURACY OF INTEGRITY OF REFERENCE SURFACES OF SPACECRAFT COMPONENTS IN THEIR JOINT FUNCTIONING AT VARIOUS STAGES OF DESIGN

© 2020

V. D. Yelenev Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering, Director of the Institute of Aeronautical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; elenev.vd@ssau.ru

Yu. P. Schuplyak Staff Member of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; yuashuplyak@mail.ru

The paper deals with ensuring the accuracy of integrity of spacecraft components' reference surfaces at various stages of design. It is shown that the main problem consists in the fact that the accuracy of integrity of the reference surfaces of the components making up the complex is maintained in the framework of the internal structure of a part. We propose a method of control over ensuring the accuracy of integrity of spacecraft components' reference surfaces at various stages of design in the framework of their external structures. The method is implemented by introducing the coordinate system of the complex into the scheme of the complex of components that perform interrelated service functions. Concepts and definitions are introduced in the framework of the method that make possible formal representation of accuracy of integrity of the components' reference surfaces in the form of a set of pairs of points the appropriate annotated dimensions are fixed on. Graphical interpretation of the method at the stages of development of technical requirements for the components is presented. An example of potential implementation of the method at the stage of design documentation development is given.

Space complex; reference surfaces; identification; interface; annotated formalized size; primary geometric primitive; primary geometric form; coordinate system of the complex.

Citation: Yelenev V.D., Schuplyak Yu.P. Control over maintaining accuracy of integrity of reference surfaces of spacecraft components in their joint functioning at various stages of design. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 28-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-28-40

References

1. GOST 2.101-2016. Unified system for design documentation. Types of products. Moscow: Standartinform Publ., 2018. 10 p. (In Russ.)

2. Markov Yu.G. *Funktsional'nyy podkhod v sovremennom nauchnom poznanii* [Functional approach in modern scientific knowledge]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1982. 255 p.

3. ГОСТ 2.052-2015. Unified system for design documentation. Electronic geometrical model of product. General principles. Moscow: Standartinform Publ., 2016. 10 p. (In Russ.)

4. Schuplyak Yu.P., Sorokoletov V.I. Experimental verification of the specified characteristics of a solar battery at the stages of production and ground operation. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 4 (35). P. 124-133. (In Russ.)

КОМАНДНОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЯМИ ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

© 2020

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 на этапе набора высоты с разгоном. Возмущениями являются отклонения плотности атмосферы от значений стандартной модели. В работе используются следующие термины и определения. Номинальная оптимальная программа – программа управления углом атаки, полученная при решении задачи минимизации расхода топлива для модели стандартной атмосферы (в дальнейшем – номинальная программа). Номинальная «возмущённая» оптимальная программа – программа управления углом атаки, полученная при решении задачи минимизации расхода топлива для модели возмущённой атмосферы при условии, что возмущения известны (в дальнейшем – «возмущённая» программа). Командная оптимальная программа – программа управления углом атаки, полученная при решении задачи минимизации расхода топлива для модели возмущённой атмосферы при условии, что возмущения неизвестны (в дальнейшем – командная программа, командное управление). Принят многошаговый процесс управления. На каждом шаге управления методом принципа максимума Понтрягина определяется командная программа угла атаки. На первом шаге используется номинальная программа управления. Представлены результаты моделирования возмущённого движения с командным управлением углом атаки для предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосферы. Для «разреженной» атмосферы в конце рассматриваемого участка движения при решении краевой задачи нарушается ограничение по углу атаки, но заданные конечные условия по скорости, высоте и углу наклона траектории выполняются. Для «плотной» атмосферы выполнены конечные условия по высоте и углу наклона траектории, но не выполнено конечное условие по скорости. Поскольку для «возмущённой» программы нет вышеотмеченных нарушений ограничений на управление и фазовые координаты, то дальнейшее направление исследований командного оптимального управления связано с совершенствованием алгоритма решения краевой задачи.

Гиперзвуковой самолёт; набор высоты; разгон; атмосферные возмущения; оптимальная программа угла атаки; шаг управления; минимум массы топлива; принцип максимума Понтрягина.

Цитирование: Крикунов М.М. Командное оптимальное управление траекториями гиперзвукового самолёта в условиях атмосферных возмущений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-41-50

Введение

Вопросы движения гиперзвуковых летательных аппаратов рассматривались в [1–5]. Монография [1] посвящена оптимизации траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. В работах [2;3] изучались вопросы использования силовых установок гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. В [4] для гиперзвукового самолёта (ГС) была получена номинальная оптимальная программа управления углом атаки и соответствующая ей траектория набора высоты с разгоном с минимальным расходом топлива для стандартной атмосферы и номинальных аэродинамических характеристик. При дальнейшем изучении траекторий и программ управления ГС было рассмотрено движение с возмущениями. В [5] получена номинальная «возмущённая» оптимальная программа при отклонениях плотности атмосферы от стандартных и аэродинамических характеристик от номинальных значений. Показано,

что номинальная оптимальная и номинальная «возмущённая» оптимальная программы угла атаки имеют один и тот же характер.

В работе используются следующие термины и определения:

– номинальная оптимальная программа – программа управления углом атаки, полученная при решении задачи минимизации расхода топлива для модели стандартной атмосферы (в дальнейшем – номинальная программа);

– номинальная «возмущённая» оптимальная программа – программа управления углом атаки, полученная при решении задачи минимизации расхода топлива для модели возмущённой атмосферы при условии, что возмущения известны (в дальнейшем – «возмущённая» программа);

– командная оптимальная программа – программа управления углом атаки, полученная при решении задачи минимизации расхода топлива для модели возмущённой атмосферы при условии, что возмущения неизвестны (в дальнейшем – командная программа, командное управление).

Целью работы является получение командного оптимального управления на основе использования принципа максимума Понтрягина [6].

Модель возмущённого движения

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

Для расчётов атмосферных возмущений использована универсальная модель отклонений плотности атмосферы [7]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \cdot \sigma_\rho(h). \quad (1)$$

Здесь 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.

Под атмосферными возмущениями будем понимать отклонения величины ξ от значения равного нулю, соответствующего модели стандартной атмосферы.

Среднее квадратическое отклонение $\sigma_\rho(h)$ в выражении (1) определяется соотношением:

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

где $\sigma_{\rho 0} = 0,05 \text{ кг/м}^3$ – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [7].

Если в выражении (1) $\xi < 0$, то такую атмосферу будем называть «разреженной». Если в выражении (1) $\xi > 0$, то такую атмосферу будем называть «плотной».

Уравнения движения ГС в вертикальной плоскости записываются в траекторной системе координат [5].

Начальные и конечные граничные условия движения записываются в виде

$$t = t_H : V = V_H = M_H a(h_H), \theta = \theta_H, h = h_H, m = m_H; \quad (2)$$

$$t = t_K : V = V_K = M_K a(h_K), \theta = \theta_K, h = h_K. \quad (3)$$

Здесь V – скорость, θ – угол наклона траектории, h – высота, m – масса; $M_H, M_K, \theta_H, \theta_K, h_H, h_K, m_H$ – заданные числа; a – скорость звука.

На рассматриваемом участке набора высоты фиксированы начальная высота, скорость (число Маха M) и угол наклона траектории. Конечные значения скорости и высоты определяются возможностями двигательной установки (ДУ) самолёта. Конечный угол наклона траектории равен нулю, что соответствует дальнейшему крейсерскому горизонтальному полёту ГС.

В качестве функции управления принята программа угла атаки при ограничениях

$$\alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max}, \quad (4)$$

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

Источники информации о массовых, геометрических, аэродинамических характеристиках ГС и высотно-скоростных характеристиках и секундном расходе топлива ДУ указаны в [4].

Отметим имеющееся ограничение на скоростной напор q , которое можно записать в виде

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

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

Определение командного оптимального управления

Весь процесс возмущённого движения разделяется на постоянные временные интервалы – шаги управления. На первом шаге управления используется номинальная программа, полученная для невозмущённой атмосферы.

В дальнейшем для построения командной оптимальной программы управления на каждом шаге управления решается задача нахождения оптимального управления углом атаки методом принципа максимума Понтрягина [6] по критерию минимума расхода топлива. Решение данной задачи оптимального управления сводится к решению соответствующей краевой задачи. В качестве начальных значений фазовых переменных (V, θ, h, m) используются значения, полученные при моделировании возмущённого движения. За начальные значения сопряжённых переменных $(\psi_V, \psi_\theta, \psi_h, \psi_m)$ принимаются соответствующие значения в конце предыдущего временного интервала. Конечные значения фазовых переменных определяются согласно (3). Для того чтобы система уравнений для фазовых и сопряжённых переменных была замкнута, к ним добавляется условие равенства нулю функции Гамильтона H в правом конце.

Решение поставленной краевой задачи осуществляется методом редукции к задачам Коши [8]. Сходимость метода обусловлена сходимостью метода Ньютона.

Основные трудности, возникающие при исследовании задач оптимального управления, связаны с проблемой поиска начальных приближений сопряжённых переменных при решении краевой задачи и выходом на ограничение по управлению (4).

Если решение краевой задачи найдено и не нарушено ограничение на управление (4), то полученная программа управления используется на следующем временном интервале. В случае, если на текущем шаге управления решить краевую задачу не удалось, то используется программа управления для предыдущего шага.

Процесс построения командной оптимальной программы на всех шагах управления ведётся до тех пор, пока не выполнится одно из двух условий: либо достигается необходимая высота h_K , либо достигается необходимая скорость V_K .

Моделирование движения с командным управлением

При моделировании возмущённого движения ГС использовались следующие значения входящей в (4) нормально распределённой случайной величины $\xi = -5,5$ и $\xi = 5,5$, которые соответствуют предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

«Возмущённые» оптимальные программы управления углом атаки для указанных случаев приведены в работе [5]. Этим программам соответствуют следующие конечные условия движения: $h_K = 30\,000$ м, $M_K = 6$, $\theta_K = 0$.

На рис. 1 представлена номинальная оптимальная программа угла атаки для стандартной атмосферы [4], которая при определении командного управления на первом шаге взята в качестве номинальной программы.

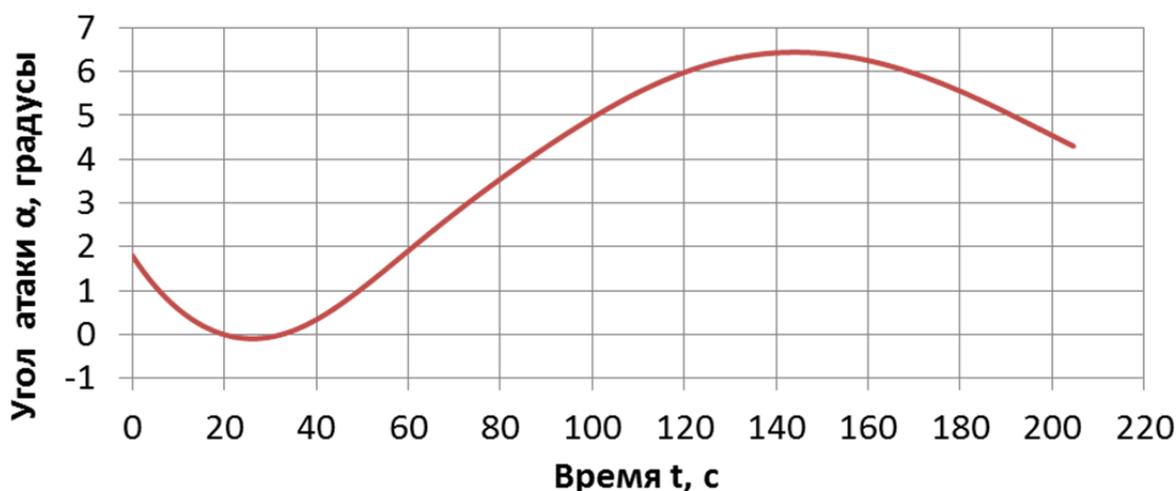


Рис. 1. Номинальная оптимальная программа угла атаки

Проведено моделирование при шагах управления длительностью 20, 10, 7, 5 с.

Была выбрана точность решения $\varepsilon = 1\%$ для V_K, h_K , а для θ_K и H_K точность $\varepsilon = 0,01$. Следовательно, решение считается найденным, если отклонения фазовых координат в правом конце составляют не более:

$$\Delta V \approx 181 \text{ м/с } (\Delta M \approx 0,06), \quad \Delta \theta = 0,01 \text{ рад} \approx 0,57 \text{ град}, \quad \Delta h = 300 \text{ м}, \quad \Delta H = 0,01.$$

Командное управление при предельно «разреженной» атмосфере

В табл. 1 представлены конечные значения параметров движения при предельно «разреженной» атмосфере.

Таблица 1. Конечные значения параметров движения при предельно «разреженной» атмосфере

Параметр	«Возмущённая» программа	Командная программа			
		Шаг управления, с			
		20	10	7	5
t_K, c	203,21	200,84	203,18	203,81	204,07
$\theta_K, \text{ градусы}$	0,00	-0,01	-0,01	0,00	0,00
h_K, m	29 923	29 005	29 753	29 918	29 972
M_K	6,00	6,00	6,00	6,00	6,00
$m_K, кг$	278 497	278 591	278 508	278 485	278 478

Из табл. 1 видно, что при уменьшении шага управления до 10 с можно добиться решения задачи при «разреженной» атмосфере. При дальнейшем уменьшении шага управления (до 7 и 5 с) значение конечной высоты всё больше приближается к 30 000 м. При этом увеличивается время полёта и уменьшается конечная масса.

На рис. 2 представлены «возмущённая» и командная программы угла атаки для предельно «разреженной» ($\xi = -5,5$) атмосферы при шаге управления 5 с.

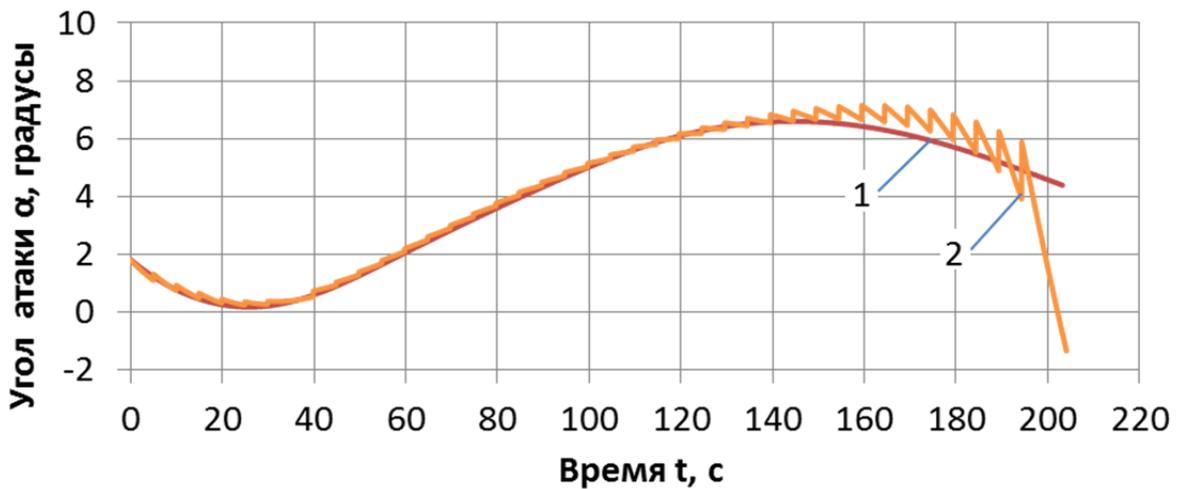


Рис. 2. Программы угла атаки для предельно «разреженной» атмосферы: 1 – «возмущённая» программа; 2 – командная программа

Из рис. 2 следует, что почти на всех шагах управления «возмущённая» и командная программы близки друг к другу. До 40-го шага управления краевые задачи были решены не более чем за три итерации. На 40-м шаге управления, который начинается с $t = 200$ с, решение краевой задачи найти не удалось в силу нарушения ограничения (4), так как на одной из итераций решения краевой задачи угол атаки превысил максимальное значение $\alpha_{max} = 10$ градусов.

На рис. 3 представлены траектории набора высоты с разгоном для предельно «разреженной» атмосферы при шаге управления 5 с.

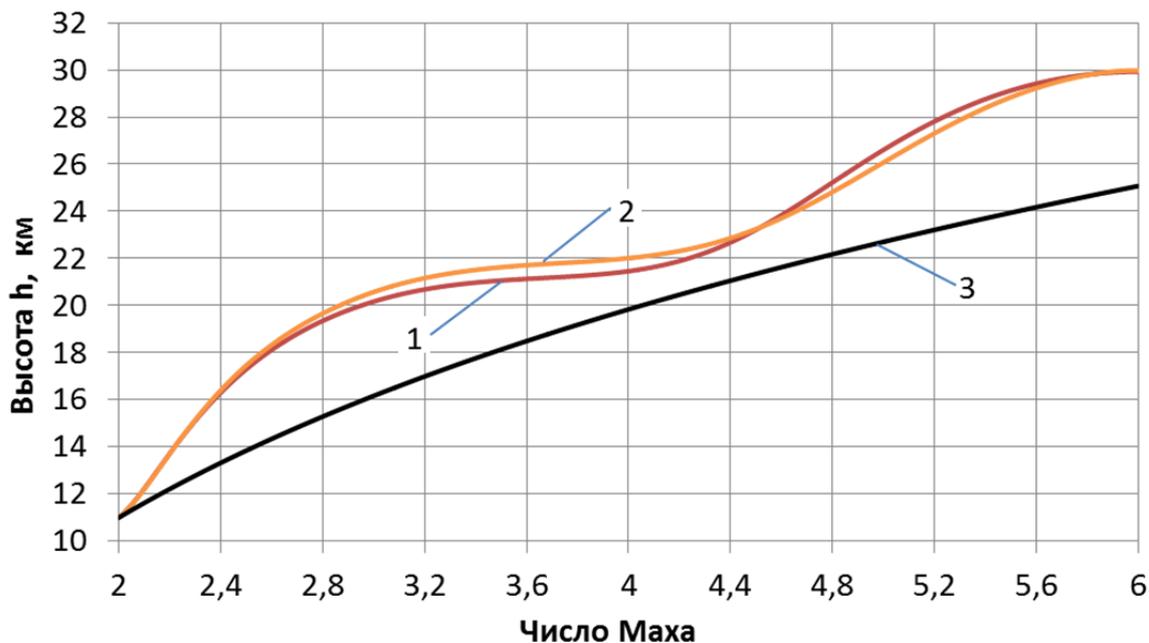


Рис. 3. Траектории набора высоты с разгоном при предельно «разреженной» атмосфере:
 1 – «возмущённая» программа; 2 – командная программа;
 3 – максимальный скоростной напор

Из рис. 3 следует, что траектории набора высоты при «возмущённой» и командной программах близки друг к другу. Ограничение по скоростному напору не нарушается.

Командное управление при предельно «плотной» атмосфере

В табл. 2 представлены конечные значения параметров движения при предельно «плотной» атмосфере.

Таблица 2. Конечные значения параметров движения при предельно «плотной» атмосфере

Параметр	«Возмущённая» программа	Командная программа			
		Шаг управления, с			
		20	10	7	5
$t_K, с$	205,95	189,78	194,17	195,79	197,08
$\theta_K, градусы$	0,00	0,01	0,01	0,01	0,01
$h_K, м$	29 890	29 999	30 000	30 000	30 000
M_K	6,00	5,55	5,69	5,74	5,78
$m_K, кг$	278 259	279 392	279 052	278 928	278 830

Результаты, приведённые в табл. 2, показывают, что уменьшение шага управления при «плотной» атмосфере приближает конечное значение скорости к заданному. Конечные условия движения для высоты и угла наклона выполняются.

На рис. 4 представлены «возмущённая» и командная программы угла атаки для предельно «плотной» ($\xi = 5,5$) атмосферы при шаге управления 5 с.

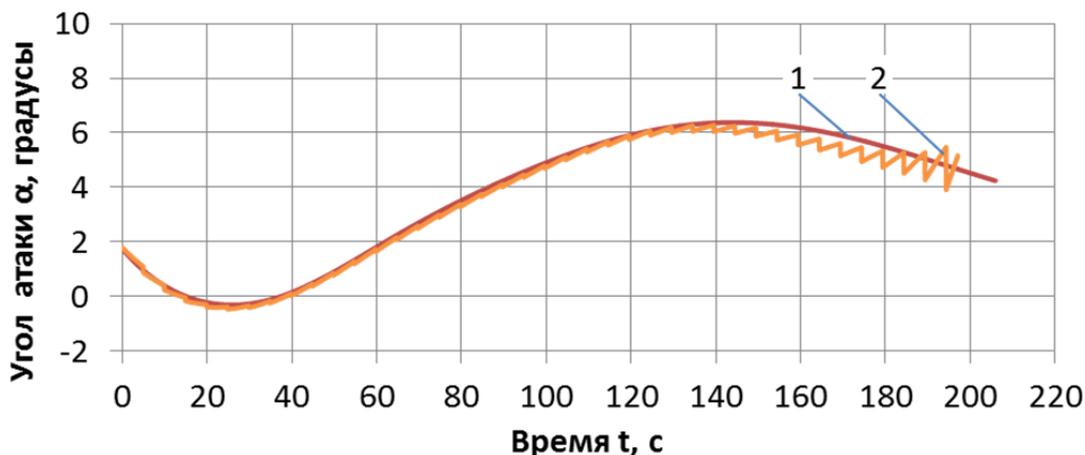


Рис. 4. Программы угла атаки для предельно «плотной» атмосферы:
1 – «возмущенная» программа; 2 – командная программа

Из рис. 4 следует, что почти на всех шагах управления «возмущенная» и командная программы близки друг к другу. До 39-го шага управления краевые задачи были решены не более чем за три итерации. Однако к моменту времени $t = 197,08$ с ГС набрал предельную для работы ДУ высоту 30 000 м и поэтому процесс нахождения оптимального управления был закончен.

На рис. 5 представлены траектории набора высоты с разгоном для предельно «плотной» атмосферы при шаге управления 5 с.

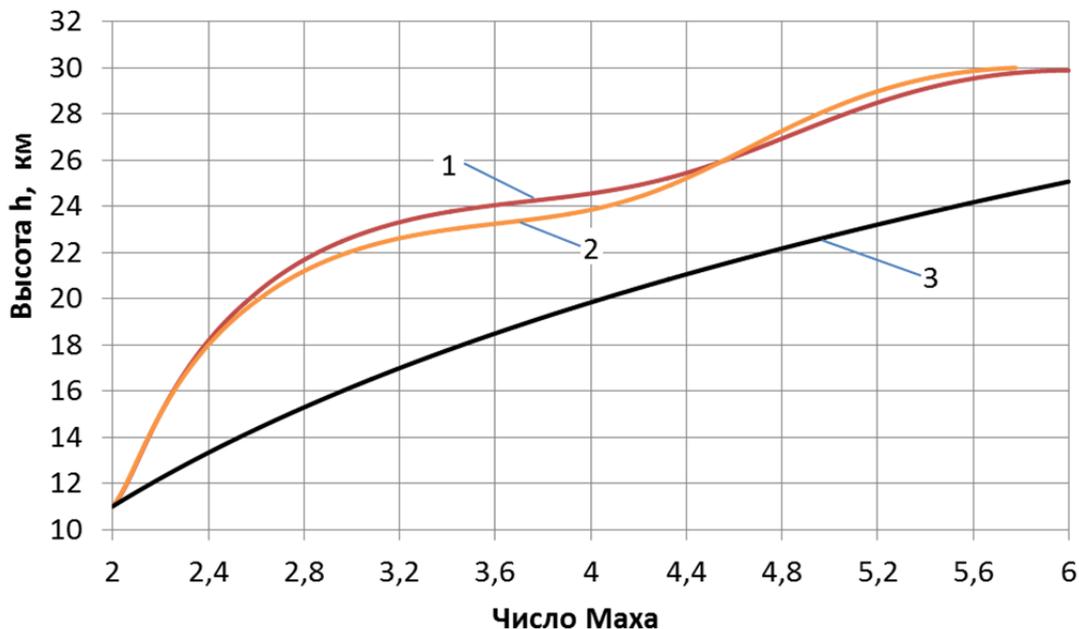


Рис. 5. Траектории набора высоты с разгоном при предельно «плотной» атмосфере:
1 – «возмущенная» программа; 2 – командная программа;
3 – максимальный скоростной напор

Из рис. 5 следует, что траектории набора высоты при «возмущенной» и командной программах близки друг к другу. Ограничение по скоростному напору не нарушается.

Заключение

Задача получения командного оптимального управления траекториями гиперзвукового самолёта в условиях атмосферных возмущений может быть решена с использованием принципа максимума Понтрягина. Наилучшие результаты получены для шага управления с наименьшей продолжительностью 5 с.

Отметим следующие особенности, возникшие при решении задачи.

Для «разреженной» атмосферы в конце рассматриваемого участка набора высоты с разгоном при решении краевой задачи нарушается ограничение по углу атаки, но заданные конечные условия по скорости, высоте и углу наклона траектории выполняются.

Для «плотной» атмосферы выполнены конечные условия по высоте и углу наклона траектории, но не выполнено конечное условие по скорости.

Поскольку для «возмущённой» программы имеющиеся ограничения на управление и фазовые координаты не нарушены, то дальнейшее улучшение решения задачи получения командного оптимального управления связано с совершенствованием алгоритма решения краевой задачи.

Библиографический список

1. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.
2. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.
3. 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.
4. 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
5. 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
6. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.
7. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.
8. Крылов В.И., Бобков В.В., Монастырный П.И. Вычислительные методы. Т. II. М.: Наука, 1977. 400 с.

OPTIMAL COMMAND CONTROL OF HYPERSONIC AIRCRAFT FLIGHT PATH IN CONDITIONS OF ATMOSPHERIC DISTURBANCES

© 2020

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

Disturbed flight of a hypersonic vehicle in accelerated climb is analyzed. Disturbances are deviations of atmospheric density from the values of a standard model. The following concepts and definitions are used in the paper. The nominal optimal angle-of-attack control program is the angle-of-attack control program obtained in solving the task of minimizing fuel consumption for a model of standard atmosphere (hereafter – nominal program). The “disturbed” nominal optimal program is the angle-of-attack control program obtained in solving the task of minimizing fuel consumption for a model of disturbed atmosphere on the condition that the disturbances are known (hereafter “disturbed” program). The command optimal program is the angle-of-attack control program obtained in solving the task of minimizing fuel consumption for a model of disturbed atmosphere on the condition that the disturbances are unknown (hereafter command program, command control). A multi-step control process is accepted. At each step of control the angle-of-attack control program is defined using the method of Pontryagin’s maximum principle. The nominal control program is used at the first step. The results of modeling disturbed motion with angle-of-attack command control are presented for maximum “rarefied” and maximum “dense” atmosphere. In the case of “rarefied” atmosphere the angle-of-attack restriction is violated at the end of the flight segment under consideration in solving the boundary value problem, while the prescribed terminal velocity, altitude and flight path inclination conditions are satisfied. In the case of dense atmosphere the terminal altitude and flight path inclination conditions are satisfied, but the terminal velocity condition is not. Since there is no violation of the above-mentioned control and phase coordinate restrictions in the case of the “disturbed” program, further line of research in the area of optimal command control is related to the improvement of the algorithm of solving the boundary value problem.

Hypersonic aircraft; climb; acceleration; atmospheric disturbances; optimal angle-of-attack control program; fuel mass minimum; Pontryagin’s maximum principle.

Citation: Krikunov M. M. Optimal command control of hypersonic aircraft flight path in conditions of atmospheric disturbances. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 41-50.
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-41-50

References

1. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
2. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdušno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power units of hypersonic and space-air vehicles]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1996. 214 p.
3. 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.)
4. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26

5. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20

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

7. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.

8. Krylov V.I., Bobkov V.V., Monastyrnyy P.I. *Vychislitel'nye metody. T. II* [Computational methods]. Moscow: Nauka Publ., 1977. 400 p.

МЕТОД РАСЧЁТА ДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ ИХ ДВИЖЕНИЯ

© 2020

В. А. Лобанов старший научный сотрудник;
научно-производственный центр автоматики и приборостроения
имени Н.А. Пилюгина, г. Москва;
volekadasa@rambler.ru

Динамические схемы ракет-носителей тандемной схемы рассчитываются по ОСТ 92-4548-85. Собственные формы и частоты упругой конструкции рассчитываются с использованием MSC Nastran или аналогичной программы. Предлагается дополнение к существующим методам расчёта динамических схем жидкостных ракет с учётом их упругости методом, ориентированным на оперативное создание исходных данных для разработки систем стабилизации их движения. Разработана методика, содержащая расчёт собственных форм и частот упругих колебаний конструкции ракеты и коэффициентов взаимовлияния мод упругого движения и дополнительных степеней свободы. Для подтверждения работоспособности методики при записи результатов в аналитическом виде для ракет-носителей тандемной схемы повторно выводятся формулы ОСТ. При обосновании предлагаемого метода расчёта динамических схем получены результаты, практически совпадающие с уже используемыми формулами для рассматриваемого круга задач. Универсальность предлагаемого подхода иллюстрируется расчётом коэффициентов, отсутствующих в ОСТ из-за неучёта в нём факторов, влияющих на динамику ракет. Предлагаемый подход отличается своей общностью, что позволяет описывать разные типы конструкций ракет-носителей и учитывать все существенные факторы, влияющие на динамику их движения.

Уравнения движения ракеты; динамическая схема упругой жидкостной ракеты; уравнения Лагранжа; механическая модель динамики жидкости.

Цитирование: Лобанов В.А. Метод расчёта динамических схем ракет-носителей космических аппаратов для создания систем стабилизации их движения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 51-63. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-51-63

Введение

Динамические схемы ракет-носителей (РН) тандемной схемы рассчитываются по ОСТ 92-4548-85. Собственные формы и частоты упругой конструкции рассчитываются с использованием MSC Nastran или аналогичной программы. Целью данной работы является методика, содержащая расчёт собственных форм и частот упругих колебаний конструкции РН и коэффициентов взаимовлияния мод упругого движения и дополнительных степеней свободы. Для подтверждения работоспособности методики при записи результатов в аналитическом виде для ракет тандемной схемы повторно выводятся формулы ОСТ. Универсальность предлагаемого подхода иллюстрируется расчётом коэффициентов, отсутствующих в ОСТ из-за неучёта в нём факторов, влияющих на динамику РН. Методика распространяется на конструкции РН произвольной формы.

В работах по динамике РН упругие свойства корпуса рассматриваются с использованием механического аналога в виде упругой балки с переменными погонными жёсткостями и массами. Соответственно уравнения, описывающие динамику, имеют вид дифференциальных уравнений в частных производных по продольной координате стержня. Нахождение форм упругого движения такой модели математически достаточно сложно. Обычно инженеры не могут вывести уравнения упругого движения разрабатываемой РН и вынуждены пользоваться готовыми формулами из учебников или ОСТ, что ограничивает возможность расчёта новых конструкций.

Однако сама инженерная практика подсказывает возможность не использовать описание движения в виде систем дифференциальных уравнений в частных производных, а решать задачу для конечного количества элементов, используя методы линейной алгебры. Более того, теория малых колебаний механических систем, например в [1], описывает системы с конечным количеством элементов без нахождения решений дифференциальных уравнений в частных производных. Предположение о малости колебаний допустимо, так как целевая задача динамической схемы – получение системы управления, обеспечивающей асимптотическую устойчивость колебательных степеней свободы ракеты.

В инженерной практике корпус РН описывается ограниченным количеством (несколько десятков) конечных элементов. Так делалось всегда и делается в программе MSC Nastran. Разница только в детализации и количестве измерений (плоское и пространственное).

Возможны два варианта описания такой механической системы:

- совокупность твёрдых тел с упругими связями между ними;
- совокупность невесомых упругих элементов с присвоением инерционных свойств точкам, в которых измеряются их деформации.

Второй вариант является общепринятым, но первый очень нагляден, а инерционные свойства для первого варианта следуют из механики твёрдого тела. Автору больше был «симпатичен» первый вариант и поэтому он реализовывал оба варианта и получил близкие результаты. Так как второй вариант распространён, то в дальнейшем использовался только он.

Уравнения движения упругого корпуса РН тандемной схемы в поперечном направлении

Расчётная схема упругого корпуса РН, содержащего, например, 14 конечных элементов с 15 точками, в которых измеряются координаты и которым приписываются инерционные свойства в плоском движении, выглядит, например, следующим образом (рис. 1).



Рис. 1. Упрощённая конечно-элементная схема корпуса РН тандемной компоновки

Управляющая сила приложена в точке 1 и направлена перпендикулярно. Консольные элементы (на рис. 1 отсутствуют) могут дополнить схему, но не приведут к качественным изменениям и не влияют на справедливость нижеизложенного.

Достаточно неочевидное понятие «поля массовых сил» введено для возможности не учитывать продольное перемещение системы, что привело бы к увеличению размер-

ности вектора переменных. Это понятие введено в ряде основных работ по динамике РН (например в [2]), хотя, по мнению автора, это нежелательно из-за отсутствия его подробного обоснования. В данной работе понятие «поля массовых сил» используется с целью повтора вывода упругих коэффициентов, но при усложнении расчётной схемы возможен отказ от его использования.

Каждой координате (нечётной) соответствует масса. Чётным координатам обычно приписывается ненулевой момент инерции (в некоторых случаях нулевой). Это механическая модель и силы, действующие на неё, – физические. Описание движения механических систем в общем случае возможно уравнением Лагранжа:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left(\frac{\partial L}{\partial q_i} \right) = f_i. \quad (1)$$

Здесь $L = T - P$ – лагранжиан механической системы – разность кинетической (T) и потенциальной (P) энергий системы; q_i – i обобщённая координата; f_i – обобщённая сила, соответствующая i обобщённой координате.

Переход к обобщённым силам и переменным прост, так как на схему не накладываются связи. Физические переменные и силы совпадают с обобщёнными. Расчёт потенциальной и кинетической энергии не вызывает особых трудностей.

В простейшем варианте это:

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1,3,5\dots} m_i \dot{x}_i^2 + \sum_{i=2,4,6\dots} j_i \dot{x}_i^2 \right), \\ P &= \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1,3,5\dots} k_{1i} (x_i - x_{i+2})^2 + \sum_{i=2,4,6\dots} k_{2i} (x_i - x_{i+2})^2 \right), \end{aligned} \quad (2)$$

где m_i, j_i – инерционные свойства, приписываемые i -й точке; k_{1i}, k_{2i} – жёсткость на сдвиг и кручение элемента между точками i и $i+2$.

Может быть использована матрица жёсткостей и тогда потенциальная энергия элемента системы считается с использованием матричного умножения. Однако уточнения в расчётах энергий не приводит к качественным изменениям в методе получения модели движения системы.

Нахождение производных также не вызывает трудностей, хотя иногда и громоздко. Автор использует символьный вычислитель Matlab для облегчения работы и избежания ошибок. В результате дифференцирования могут появляться нелинейные члены (например произведения переменных или их квадраты). Для того, чтобы остаться в линейной математике, необходимо отбросить такие члены.

В результате получается система линейных уравнений:

$$M\ddot{x} + Kx = \left[f_{ynp} \ 0 \dots 0 \right]^T. \quad (3)$$

Обычно (и в MSC Nastran) вышеописываемые действия с энергиями не делаются. Нужные фрагменты матриц M и K для каждого из конечных элементов уже готовы и требуется их алгебраическое сложение. В результате получаются ленточные матрицы M и K , совпадающие с получаемыми вышеописанным методом.

Для задачи моделирования или получения передаточной функции объекта для разработки исходных данных (ИД) для системы управления можно пользоваться полу-

ченным уравнением (3) без изменений. Однако делается ещё один шаг – переход к нормализованным обобщённым координатам и отбрасывание тонов (мод) высокочастотного движения. Цели нормализации – разделение системы уравнений на независимые уравнения, позволяющее упростить динамическую схему путём отказа от высокочастотных тонов с малыми перемещениями точек. Дополнительно снижаются требования к шагу интегрирования системы во времени.

Для нормализации находится движение корпуса как суммы гармонических (по времени) ортогональных движений. Описание такой нормализации есть в [1]. Для практической работы в Matlab (и везде) есть функция $\text{eig}(K, M)$, дающая матрицу собственных векторов V , где каждый столбец есть форма колебаний тона с собственной частотой, квадрат которой есть элемент диагонали матрицы D .

Связь нормализованных q и первоначальных обобщённых x (совпадающих с физическими) переменными следующая:

$$\begin{aligned} x &= Vq, \\ \ddot{x} &= V\ddot{q}. \end{aligned} \tag{4}$$

При этом выполняются соотношения:

$$\begin{aligned} KV &= MVD, \\ V^T M V &= E. \end{aligned} \tag{5}$$

Применение (4) и (5) к (3) даёт:

$$E\ddot{q} + EDq = V^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0]^T, \tag{6}$$

где E – единичная матрица, имеющая размерность.

Отсортируем порядок переменных в (6) так, чтобы возрастала собственная частота тона. При этом меняются местами строки в D и V^T (в V меняются номерами столбцы, но при этом x и \ddot{x} остаются прежними, как в (4)). Первые две строки суть движение системы как твёрдого тела (форма в виде прямых линий, а соответствующие частоты $\omega_1^2 \approx 0, \omega_2^2 \approx 0$), их пока не рассматриваем. Чтобы сохранить, например, три упругих тона, нужно в (6) после сортировки удалить нижние 25 строк.

Останутся три уравнения:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_3 + \omega_3^2 q_3 &= V_3^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0]^T, \\ \ddot{q}_4 + \omega_4^2 q_4 &= V_4^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0]^T, \\ \ddot{q}_5 + \omega_5^2 q_5 &= V_5^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0]^T. \end{aligned} \tag{7}$$

Из (7) следует формула: $a_{q_j \delta} = v_j(x_\delta) \frac{\partial f_{ynp}}{\partial \delta}$.

Интегрируя (7) по времени, получаем изменение всех q_j . Скалярно умножая все q на свои строки матрицы V , получим отклонение любой точки упругой РН по времени, учитывая три тона колебаний (как в ОСТ).

Использование описанного метода фактически возвращает инженера к временам, когда «Nastran» не был широко распространён. Это и недостаток, и преимущество.

Недостаток – малая автоматизация занесения исходных данных для расчётов, что ограничивает количество элементов в модели несколькими десятками. Однако именно такой уровень детализации соответствует целям расчётов по ОСТ 92-4548-85.

Сейчас существует широкая возможность автоматизации аналитических (символьных) вычислений. Операции получения частных производных осуществляются в символьных вычислителях мгновенно и безошибочно. Автор для теста использовал описываемый метод для расчёта упругой динамики проектируемого криогенного ракетного блока (РБ) с космическим аппаратом (КА) «Geostar-3», который был задан в формате Крейга-Бэмптона. Время, затраченное на написание программы, сбор и занесение ИД, расчёт, проверку результатов, составило несколько дней. Результаты совпали с традиционным расчётом в MSC Nastran с точностью до методов решения систем линейных уравнений в Matlab и в Nastran.

Достоинства – универсальность и возможность оперативного усложнения модели. Соответствие ОСТ в смысле плоского описания динамики (Nastran использует пространственную модель и создаёт этим дополнительные трудности). Доступность всех промежуточных результатов.

Метод может быть очень полезен для оперативного получения оценки динамики разрабатываемой конструкции на начальных этапах проектирования (техническое предложение, эскизный проект), когда нет времени для построения полной модели и свойства элементов конструкции известны приближённо или уточняются по результатам проектирования.

Отметим следующие особенности полученных результатов:

– из-за выбора расчётной схемы с полем массовых сил результат нормализации дал независимые обобщённые переменные q . Наличие продольной силы, приложенной к точке I , приведёт к появлению следящей силы, которая в соответствии с [3] приведёт к появлению коэффициентов взаимовлияния $a_{q_n q_m}$, которых нет в ОСТ;

– чётные переменные – это угол отклонения в сечении относительно невозмущённого положения. Однако часто предпочитают оценивать его как дифференцирование по продольной координате нечётных переменных (в ОСТ написано именно так). Автор проверил близость подходов на примере одного тестового расчёта и убедился, что они близки аналогично как точная производная функции и её оценка с использованием значений функции в соседних точках. Использование величины формы – угол – более предпочтительно (особенно это заметно в узлах соединения с консолью);

– два тона с нулевой частотой не рассматриваются в силу простоты расчётной схемы, выбранной для упругих целей. Так как движение твёрдого тела для РН является наиболее важным, то уравнения динамики твёрдой РН записываются по существенно более сложным расчётным схемам;

– в ОСТ всему вектору нормализованных переменных приписывается размерность, равная размерности вектора физических переменных (метр в (4)). В описываемом методе это невозможно и размерными становятся вектора форм, а нормализованные переменные являются безразмерными.

Уравнения движения упругого корпуса РН при наличии присоединённых жидкостных осцилляторов

Дальнейшее рассмотрение предполагает оценку взаимодействия упругого движения и жидкости. Для этого в расчётную схему вносим механическую модель жидкости. Так как в схеме используется понятие вектора поля массовых сил, модель жидкости

выбрана как грузик на пружинке на невесомой бесконечно жёсткой спице, прикреплённой в точке, где смещение описывается переменной x_j , а угол отклонения сечения – x_{j+1} . Для определённости принимаем $j = 9$. При этом часть массы ракеты m , которую раньше приписывали к x_9 , освобождается и становится маятником m на пружинке. Соответственно в матрице М элемент М_{9,9} уменьшается на m (рис. 2).



Рис. 2. Упрощённая схема корпуса РН тандемной компоновки с механическим аналогом колеблющейся жидкости в баке

Соответственно к ранее приведённой формуле кинетической энергии нужно добавить:

$$T_m = \frac{1}{2}mv^2, \quad v^2 = (\dot{x}_j + \dot{s})^2 + (\dot{x}_{j+1}s)^2, \quad j = 9. \quad (8)$$

В матрицу М необходимо поместить следующие элементы:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_m}{\partial \dot{x}_j} \right) &= \frac{d}{dt} (m\dot{x}_j + m\dot{s}), \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_m}{\partial \dot{x}_{j+1}} \right) &= \frac{d}{dt} (ms^2\dot{x}_{j+1}), \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_m}{\partial \dot{s}} \right) &= \frac{d}{dt} (m\dot{s} + m\dot{x}_j), \end{aligned} \quad (9)$$

где s – расстояние от оси РН до массы m .

В ОСТ используется другая переменная, обозначающая жидкость – s_{ocm} . Имеется следующая связь: $s = s_{ocm}l_m$, где l_m – длина эквивалентного маятника.

Так как рассматривается линейная динамическая схема с малыми колебаниями, то слагаемое $\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_m}{\partial \dot{x}_{j+1}} \right) = \frac{d}{dt} (ms^2 \dot{x}_{j+1})$ необходимо отбросить как содержащее куб малых величин и приводящее к нелинейности уравнения Лагранжа.

В результате суммарная матрица масс добавится тридцать первыми столбцом и строкой с нулевыми элементами, кроме $M_{9,31} = m$, $M_{31,9} = m$, $M_{31,31} = m$. Необходимо обратить внимание на неизменность элемента $M_{9,9}$, так как добавка компенсируется: $-m + m = 0$.

К ранее приведённой формуле потенциальной энергии нужно добавить:

$$P_m = \frac{1}{2} k_m s^2 + msx_{j+1} a_x, \quad j = 9, \quad a_x = \frac{f_x}{m_{PH}}, \quad (10)$$

где k_m – коэффициент жёсткости пружины механического аналога жидкости; m_{PH} – суммарная текущая масса РН; a_x – интенсивность поля массовых сил (продольное ускорение).

Дифференцирование P_m даст следующие добавки к матрице K :

$$\begin{aligned} \frac{\partial P_m}{\partial x_{j+1}} &= ms a_x, \\ \frac{\partial P_m}{\partial s} &= k_m s + m a_x x_{j+1}. \end{aligned} \quad (11)$$

В результате суммарная матрица жёсткостей добавится тридцать первыми столбцом и строкой с нулевыми элементами, кроме $K_{10,31} = m a_x$, $K_{31,10} = m a_x$, $M_{31,31} = k_m$.

Новые матрицы масс M' и жёсткостей K' для схемы, приведённой на рис. 2, в блочном виде будут иметь вид:

$$\begin{aligned} M' &= \begin{bmatrix} M & M_m^T \\ M_m & m \end{bmatrix}, \quad M_m = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, m, 0, \dots, 0], \\ K' &= \begin{bmatrix} K & K_m^T \\ K_m & k_m \end{bmatrix}, \quad K_m = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, m a_x, 0, \dots, 0]. \end{aligned} \quad (13)$$

На данном этапе уже не нужно находить собственные формы, соответствующие схеме на рис. 2, поскольку нормализация формы, соответствующей движению маятника, не нужна. Необходимо оставить уравнение движения маятника в физических параметрах для возможности внесения в него, например, нелинейностей.

Поэтому проводится замена переменной методом, когда координаты механического аналога подвижной жидкости остаются физическими, а все остальные нормализуются.

Уравнения замены переменных следующие:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x \\ s \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ s \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{s} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q} \\ \ddot{s} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (14)$$

Исходное уравнение (15) (после замены переменных и умножения слева на транспонированную матрицу замены) примет вид (16), а после перемножения примет вид (17).

$$M' \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{s} \end{bmatrix} + K' \begin{bmatrix} x \\ s \end{bmatrix} = [f_{ynp} \ 0 \dots 0, 0]^T, \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} M & M_m^T \\ M_m & m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q} \\ \ddot{s} \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} K & K_m^T \\ K_m & k_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ s \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} V & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0, 0]^T, \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} E & V^T M_m^T \\ M_m V & m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q} \\ \ddot{s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D & V^T K_m^T \\ K_m V & k_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0]^T \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Запишем последнюю строку уравнения (17) и при этом учтём только три тона колебаний с самыми низкими частотами (формы твёрдого тела не считаем):

$$\begin{aligned} m\ddot{s} + mv_{j,1}\ddot{q}_1 + mv_{j,2}\ddot{q}_2 + mv_{j,3}\ddot{q}_3 + ma_x v_{j+1,1}q_1 + ma_x v_{j+1,2}q_2 + ma_x v_{j+1,3}q_3 + ks = 0, \\ \ddot{s} + v_{j,1}\ddot{q}_1 + v_{j,2}\ddot{q}_2 + v_{j,3}\ddot{q}_3 + a_x v_{j+1,1}q_1 + a_x v_{j+1,2}q_2 + a_x v_{j+1,3}q_3 + \frac{k}{m}s = 0. \end{aligned} \quad (18)$$

Учитывая, что $\frac{k}{m} = \omega_s^2$ есть квадрат парциальной частоты жидкостного осциллятора и $s = s_{ocm} l_m$ (l_m – длина эквивалентного маятника), получим:

$$\ddot{s}_{ocm} + \sum_i \frac{v_{j,i}}{l_m} \ddot{q}_i + \sum_i \frac{a_x v_{j+1,i}}{l_m} q_i + \omega_s^2 s_{ocm} = 0. \quad (19)$$

Видно, что коэффициенты a_{sq}'' , a_{sq} совпадают с формулами ОСТ, если эти формулы записать в терминах эквивалентных маятников.

Система уравнений (17) без последнего уравнения запишется следующим образом:

$$\begin{aligned} [\ddot{q}_i] + V^T M_m^T \ddot{s} + [\omega_{qi}^2 q_i] + V^T K_m^T s = V^T [f_{ynp} \ 0 \dots 0]^T, \\ [\ddot{q}_i] \cdot [\omega_{qi}^2 q_i] - \text{вектора-столбцы, } i = 1 \dots 30. \end{aligned} \quad (20)$$

$V^T M_1^T$ содержат для каждой строки величину $m l_m V_{i,9} = a_{q,s}^n$, а вектор $V^T K_m^T$ содержит для этой строки $a_x m l_m V_{i,10} = a_{q,s}$, если заменить $s = s_{ocm} l_m$, совпадающие с коэффициентами ОСТ.

В результате расчётная схема на рис. 2 даёт уравнения динамики упругого тела с эквивалентными маятниками, совпадающими с уравнениями ОСТ. Отличие имеется только в том, что по ОСТ позиционные силы взаимодействия жидкости и упругой конструкции считаются для уровня свободной поверхности жидкости, а инерционные силы – для уровня продольной координаты эквивалентного маятника. Расчётная схема на рис. 2 предполагает взаимодействие только для переменных x_9 и x_{10} , находящихся на одном уровне (координата эквивалентного маятника). Расхождение вызвано использованием механической модели жидкости.

Можно сделать вывод, что расчётная схема составного упругого стержня с механической моделью жидкости в виде массы на пружине позволяет получить уравнения движения упругой жидкостной РН, близкие (практически совпадающие) с уравнениями ОСТ 92-4548-85.

Учёт упругой подвески двигателя делается аналогично. Обобщённая переменная δ совпадает с физической и характеризует отклонение двигателя от направления $x_2 + \delta_c$ (δ_c – заданное системой управления положение двигателя). Потенциальная и кинетическая энергии двигателя записаны ниже и должны суммироваться с энергиями упругой конструкции:

$$P_d = \frac{1}{2} k_o (\delta - \delta_c)^2, \quad T_d = \frac{1}{2} m_o (\dot{x}_1 - \dot{\delta} l_o - \dot{x}_2 l_o)^2 + \frac{1}{2} j_o (\dot{\delta} + \dot{x}_2)^2, \quad (21)$$

где k_o – коэффициент жёсткости подвески двигателя; m_o – масса двигателя; l_o – расстояние от центра масс двигателя до оси качания; j_o – момент инерции двигателя.

Управляющая сила $f_{yup} = p\delta$, где p – тяга МДУ. Дальнейшее дифференцирование и расширение вектора состояния (соответственно и расширение матриц M' и K') аналогично рассмотренному выше. Следует отметить, что для повторения уравнения ОСТ для упругой подвески двигателя необходимо в выражениях (21) исключить \dot{x}_2 , а в выражении для поперечной силы не учитывать x_2 . Необходимость этого является следствием отсутствия в формулах ОСТ величины, производной от формы в месте установки двигателя. Отсутствие угловой формы в месте установки двигателей, совместно с вышеприведённым замечанием об оценивании её с помощью производной по продольной координате, указывает на то, что ОСТ в расчётной схеме предполагает отсутствие угловых координат в отличие от расчётной схемы на рис. 1. Именно это допущение обуславливает неучёт следящей силы в уравнениях ОСТ.

Уравнения движения упругого корпуса РН с учётом следящей силы

Вернёмся к расчётной схеме на рис. 1 и рассмотрим влияние следящей силы двигателя, приложенной к точке l на динамику упругой линии. Влияние следящей силы не учитываются в ОСТе, но описываются в [3]. Делается это с помощью метода Бубнова-Галеркина достаточно сложно, и форма результатов затрудняет использование их как дополнение расчётов по ОСТ. Вывод коэффициентов в уравнения движения упругой

линии, описывающие следящую силу предлагаемым методом, представляет практический интерес.

Вместо f_{ypp} будет действовать поперечная сила $f = f_{ypp} - p \sin(x_2) \approx f_{ypp} - px_2$. Необходим учёт работы f_x при продольном перемещении элементов системы. Вводить в систему продольные координаты элементов (соответственно и продольную жёсткость элементов) нерационально, так как это привело бы к появлению продольных форм движения. Если считать расстояния между элементами постоянными в зависимости от чётных координат (углы от продольной оси), то элементы системы приближаются к первому элементу по продольной координате. Суммарная потенциальная энергия системы уменьшается на величину $\Delta P(x_2, x_4, \dots, x_n)$. Так как перемещение происходит против поля массовых сил, то частные производные потенциальной энергии от координат отрицательные.

Возвращаемся к полной системе уравнений до нормализации (3), но с добавочной матрицей жёсткости K_1 , содержащей учёт продольного перемещения элементов системы, и величиной силы в точке двигателя f :

$$M\ddot{x} + (K + K_1)x = [f \ 0 \dots 0]^T. \quad (22)$$

Матрица K_1 есть результат дифференцирования по обобщённым переменным добавочной потенциальной энергии P_1 :

$$P_1 = P_0 + \Delta P = P_0 - a_x m_2 l_1 \frac{x_2^2}{2} - a_x m_3 \left(l_1 \frac{x_2^2}{2} + l_2 \frac{x_4^2}{2} \right) - a_x m_4 \left(l_1 \frac{x_2^2}{2} + l_2 \frac{x_4^2}{2} + l_3 \frac{x_6^2}{2} \right) - \dots - a_x m_n \sum_{k=1}^{n-1} l_k \frac{x_{2k}^2}{2} = P_0 - \frac{a_x}{2} \sum_{i=2}^n \left(m_i \sum_{k=1}^{i-1} l_k x_{2i}^2 \right), \quad n = 15. \quad (23)$$

Здесь P_0 – потенциальная энергия элементов системы при нулевом векторе x ; m_i – масса, соответствующая верхней точке i -го элемента системы; l_i – расстояние между i и $i+1$ точками.

В (23) использовано приближённое равенство: $1 - \cos(\alpha) = 2 \sin^2\left(\frac{\alpha}{2}\right) \approx \frac{\alpha^2}{2}$.

Вспользуемся формулами (4), использованными при нормализации системы без учёта следящей силы, подставим их в (22) и учтём (5):

$$\begin{aligned} MV\ddot{q} + (K + K_1)Vq &= [f \ 0 \dots 0]^T, \\ V^T MV\ddot{q} + V^T KVq + V^T K_1 Vq &= V^T [f \ 0 \dots 0]^T, \\ E\ddot{q} + (ED + V^T K_1 V)q &= V^T [f_{ypp} \ 0 \dots 0]^T - V^T [px_2 \ 0 \dots 0]^T. \end{aligned} \quad (24)$$

Подстановкой $x_2 = V_{2,1\dots n}q$ последнее выражение в (24) преобразуется к виду:

$$E\ddot{q} + (ED + V^T K_1 V)q + V^T pK_2 q = V^T [f_{ypp} \ 0 \dots 0]^T. \quad (25)$$

Здесь

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & k_1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & k_n \end{bmatrix}, \quad K_2 = \begin{bmatrix} v_{2,1} & v_{2,2} & \dots & v_{2,2n} \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix},$$

где

$$\begin{aligned} k_1 &= -a_x l_1 (m_{PH} - m_1), \\ k_2 &= -a_x l_2 (m_{PH} - m_1 - m_2), \\ k_n &= -a_x l_{n-1} \left(m_{PH} - \sum_{i=1}^{n-1} m_i \right) = -a_x l_{n-1} m_n. \end{aligned}$$

Запишем (25) в окончательном виде:

$$E\ddot{q} + (ED + V^T (K_1 V + pK_2))q = V^T [f_{yпр} \ 0 \dots 0]^T. \quad (26)$$

Выражение (26) описывает движение рассматриваемой системы с использованием форм и частот, соответствующих системе без следящей силы, но матрица жёсткости уже не является симметрической. Из-за этого уравнения (26) нельзя рассматривать отдельно. Уменьшение размерности матрицы $V^T (K_1 V + pK_2)$ проверяется так же, как и для (6), путём удаления строк и столбцов после сортировки диагональной матрицы D .

Процедуру вычисления $V^T (K_1 V + pK_2)$ из выражения (26) можно осуществить численно или поручить символьному вычислителю. Однако интересно это проделать вручную для сравнения с формулами, приведёнными в [3]:

$$V^T K_1 V = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,1}^2 & \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,2} v_{2i,1} & \dots & \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,2n} v_{2i,1} \\ \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,1} v_{2i,2} & \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,2}^2 & \dots & \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,2n} v_{2i,2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,1} v_{2i,2n} & \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,2} v_{2i,2n} & \dots & \sum_{i=1}^n k_i v_{2i,2n}^2 \end{bmatrix}, \quad (27)$$

$$V^T pK_2 = p \begin{bmatrix} v_{1,1} v_{2,1} & v_{1,1} v_{2,2} & \dots & v_{1,1} v_{2,2n} \\ v_{1,2} v_{2,1} & v_{1,2} v_{2,2} & \dots & v_{1,2} v_{2,2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ v_{1,2n} v_{2,1} & v_{1,2n} v_{2,2} & \dots & v_{1,2n} v_{2,2n} \end{bmatrix}. \quad (28)$$

К матрице жёсткостей добавляются матрицы (27), (28), элементы которых рассчитываются, как и в [3]. Матрица (27), описывающая влияние продольной составляющей следящей силы, содержит отрицательные элементы, пропорциональные продольному

ускорению. В результате собственные частоты системы (при учёте этой составляющей следящей силы) изменяются в сторону уменьшения. Матрица (28), описывающая влияние поперечной составляющей следящей силы, содержит положительные элементы, пропорциональные тяге двигателя (как и ожидалось, система становится «более жёсткой»), и соответственно увеличивает собственные частоты системы. Следовательно результирующее влияние следящей силы зависит от конструкции ракеты и требует расчёта. При этом, конечно, изменятся и формы собственных движений.

Проведённый тестовый расчёт влияния следящей силы для одной из имеющихся жидкостных РН показал, что для уровней перегрузки, реализуемых при выведении КА, влияние следящей силы на формы и частоты первых тонов упругих колебаний мало (меньше 1%) и их учёт в ОСТ обоснован. При существенном же увеличении перегрузки (более чем в три раза) учёт следящей силы безусловно необходим.

Приведённый учёт влияния следящей силы, отсутствующий в ОСТ и соответствующий [2], демонстрирует гибкость метода и его математическую простоту.

Заключение

Рассматриваемый метод характеризуется своей оперативностью и практической направленностью. В результате его использования инженер быстро получает специализированную систему, заменяющую «Nastran» в части расчёта собственных частот и форм исследуемой конструкции РН. Для частного случая тандемной схемы ракеты метод генерирует динамическую схему, практически совпадающую с ОСТ 92-4548-85.

Использование предлагаемого метода вместо традиционных программ (имеющихся у каждого разработчика РН) предпочтительнее из-за большей автоматизации путём использования символьного вычислителя при программировании уравнений движения и связанной с этим гибкостью учёта изменений конструкции или дополнительных факторов динамики ракеты. Явление аэроупругости, например, учитывается аналогично учёту следящей силы, но силы, зависящие от координат, будут приложены по всей длине ракеты (в матрице, аналогичной K_2 в (25), будут заполнены все строки).

Для задачи разработки исходных данных, используемых при создании алгоритмов системы управления, необходимы только основные динамические свойства ракеты и, следовательно, ограничение количества элементов в расчётной схеме в рассматриваемом подходе не оказывает существенного отрицательного влияния.

В изложенном подходе не накладывается ограничений на форму конструкции, как это сделано в ОСТ. В матрицах M и K можно формализовать любую конструкцию (кольцо, крест, пакет...). Расчётная схема изменится, возможно потребуются вводить дополнительные пространственные измерения, но общий алгоритм сохраняется.

Преимущество рассмотренного метода заключается в его обоснованности и открытости, так как он начинается с уравнения Лагранжа. Этим он отличается от других методов, использующих готовые формулы или программы.

Автор выражает благодарность С.Н. Чверуку за консультации по данной работе.

Библиографический список

1. Гантмахер Ф.Р. Лекции по аналитической механике. М.: Наука, 1966. 300 с.
2. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1983. 296 с.
3. Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.

METHOD OF CALCULATING DYNAMIC DESIGNS OF SPACE LAUNCH VEHICLES FOR DESIGNING SYSTEMS OF STABILIZATION OF THEIR MOTION

© 2020

V. A. Lobanov Senior Researcher;
Academician Pilyugin Center, Moscow, Russian Federation;
volekadasa@rambler.ru

Dynamic designs of tandem space launch vehicles are calculated according to the standard OST 92-4548-85. The eigenmodes and eigenfrequencies of the elastic structure are calculated using the MSC Nastran or a similar program. We propose an addition to the existing methods of calculating dynamic designs of liquid-propellant rockets with account for their elasticity applying a method oriented towards operational generation of input data for developing systems of stabilizing their motion. We developed a procedure containing calculation of eigenmodes and eigenfrequencies of missile body elastic modes and the coefficients of impact of the elastic modes and surplus degrees of freedom. To demonstrate the method's efficiency, in taking down the results for tandem launch vehicles in the analytical form the OST formulas are re-derived. In validating the proposed method of calculating design schemes we obtained results practically coincident with the already applied formulas for the range of tasks under examination. The versatility of the proposed method is illustrated by calculation of coefficients absent from the OST because the factors influencing rocket dynamics are not taken into account in the standard. The proposed method is distinguished by its generality, which allows describing various types of launch vehicles while taking into account all significant factors that influence the dynamics of their motion.

Equations of rocket motion; dynamic design of a flexible liquid-propellant booster; Lagrangian equations; mechanical model of fluid dynamics.

Citation: Lobanov V.A. Method of calculating dynamic designs of space launch vehicles for designing systems of stabilization of their motion. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 51-63. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-51-63

References

1. Gantmakher F.R. *Lektsii po analiticheskoy mekhanike* [Lectures on analytical mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1966. 300 p.
2. Rabinovich B.I. *Vvedenie v dinamiku raket-nositeley kosmicheskikh apparatov* [Introduction to launch vehicle dynamics]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 296 p.
3. Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Missile dynamics]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 520 p.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

© 2020

Лу Хонши аспирант кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
LuHSPeter@yandex.ru

Ван Чанцин PhD, доцент института автоматизации;
Северо-западный политехнический университет, г. Сиань, КНР;
wangcq@mail.ru

Ю. М. Заболотнов доктор технических наук, профессор, профессор кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
yumz@yandex.ru

Рассматривается параметрическая оптимизация процесса изменения орбитальных параметров с помощью вращающейся электродинамической тросовой системы. Изменение большой полуоси и эксцентриситета принимаются как две основные задачи и соответственно предлагаются два закона управления. Ток регулируется в зависимости от мгновенного положения проводящего троса, что позволяет обеспечить расчётное направление силы Лоренца, возникающей при взаимодействии проводника с магнитным полем Земли. Предлагается комбинированная схема управления одновременного изменения большой полуоси и эксцентриситета орбиты. Параметры законов управления оптимизируются с помощью метода Nelder-Mead с использованием различных целевых функций и ограничений. Установлено, что при использовании критериев быстрогодействия и наименьшего импульса получаются решения, которые соответствуют граничным значениям подбираемых параметров. Поэтому в качестве компромисса предлагается использовать свёртку этих критериев, что обеспечивает заданное изменение орбитальных параметров центра масс системы.

Вращающаяся электродинамическая тросовая система; изменение орбитальных параметров; большая полуось; эксцентриситет; критерий быстрогодействия; критерий наименьшего импульса; параметрическая оптимизация.

Цитирование: Лу Хонши, Ван Чанцин, Заболотнов Ю.М. Оптимизация процесса изменения параметров орбит космических аппаратов с помощью вращающейся электродинамической тросовой системы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 64-77.
DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-64-77

Введение

Использование электродинамических тросовых систем (ЭДТС), взаимодействующих с магнитным полем Земли, является одним из способов изменения орбитальных параметров космических аппаратов (КА) и систем без затрат топлива [1]. Различают ЭДТС, которые совершают движения вблизи вертикали, и вращающиеся ЭДТС. Вращающаяся электродинамическая тросовая система (ВЭДТС) – это космическая тросовая система, которая обладает повышенной степенью устойчивости при действии возмущений по сравнению с вертикальными ЭДТС. Известно, что движения ЭДТС при постоянном токе вблизи вертикали неустойчивы [2], что требует разработки специальных методов стабилизации движения. Вращающиеся тросовые системы также могут использоваться при создании искусственной гравитации, для формирования тросовых систем со сложной конфигурацией на орбите и т. д. [3].

Хотя самая первая реализация ВЭДТС связана с миссией OEDIPUS-C в 1990-х годах [4], подробных исследований в этом направлении не было. В работах Lorenzini и Ноут отмечено, что ВЭДТС можно использовать как экономичную платформу для крупнотоннажных перевозок на орбите [5;6]. Более всестороннее исследование ВЭДТС было проведено Левиным [2]. Результаты исследований по спасению станции «Мир» в 2000 году с помощью ЭДТС изложены в [2], где ВЭДТС рассматривается им как один из перспективных типов ЭДТС.

Управление движением ВЭДТС с целью изменения орбитальных параметров имеет свои особенности. Если ток по тросу постоянный, то при движении ВЭДТС параметры орбиты будут совершать колебания относительно своих начальных значений [2]. Поэтому для изменения параметров орбиты необходимо разрабатывать методы управления током. Актуальной в этом случае является разработка оптимальных методов управления в соответствии с различными критериями.

Настоящая работа посвящена задаче изменения орбитальных параметров системы, состоящей из двух КА, соединённых проводящим тросом, причём система находится в режиме вращения относительно общего центра масс. Сначала проводится анализ динамики движения ВЭДТС без управления, чтобы получить общее представление о её движении. Затем предлагаются два закона управления для изменения большой полуоси орбиты и её эксцентриситета. Далее проводится параметрическая оптимизация рассматриваемых законов управления с помощью численного метода с использованием различных критериев.

Математическая модель движения тросовой системы

При описании движения ВЭДТС вокруг центра масс учитываются только гравитационные и электродинамические силы. Концевые тела рассматриваются как материальные точки. Для задания гравитационных сил используется ньютоновское поле тяготения. Используются следующие переменные состояния системы: 1) угол θ , определяющий положение системы относительно вертикали в плоскости орбиты; 2) угол φ , определяющий угловые колебания системы вне плоскости орбиты; 3) r – расстояние между концевыми точками; 4) A – большая полуось орбиты; 5) e – эксцентриситет орбиты; 6) Ω_u – долгота восходящего узла орбиты; 7) \mathcal{G} – истинная аномалия; 8) i – наклонение орбиты. Предполагается, что система развёрнута (длина троса фиксирована) и ВЭДТС перемещается по эллиптической орбите; трос – прямая линия (деформации троса из-за действия силы Лоренца-Ампера не учитываются). В этом случае движение ВЭДТС описывается следующими уравнениями [7;8]:

$$\begin{aligned} \frac{dA}{dt} &= 2v \sqrt{\frac{A^3}{K(1-q^2-k^2)}} \left[a_s \frac{q \sin u - k \cos u}{v} + a_t \right], \\ \frac{dq}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{K}} \left[a_s \sin u + a_t \left(1 + \frac{1}{v} \right) \cos u + \frac{1}{v} (qa_t + ka_w \operatorname{ctg} i \sin u) \right], \\ \frac{dk}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{K}} \left[-a_s \cos u + a_t \left(1 + \frac{1}{v} \right) \sin u + \frac{1}{v} (ka_t - qa_w \operatorname{ctg} i \sin u) \right], \\ \frac{di}{dt} &= \frac{a_w}{v} \sqrt{\frac{p}{K}} \cos u, \quad \frac{d\Omega}{dt} = \frac{a_w}{v} \sqrt{\frac{p}{K}} \frac{\sin u}{\sin i}, \\ \frac{du}{dt} &= \frac{1}{v} \sqrt{\frac{p}{K}} \left[v^3 \frac{K}{p^2} - a_w \operatorname{ctg} i \sin u \right]. \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} + \dot{\omega} - 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{\varphi}\operatorname{tg}\varphi + 1.5\nu^{-1}\omega^2 \sin 2\theta &= Q_\theta / m_e r^2 \cos^2 \varphi, \\ \ddot{\varphi} + \left[0.5(\dot{\theta} + \omega)^2 + 1.5\nu^{-1}\omega^2 \cos^2 \theta \right] \sin 2\varphi &= Q_\varphi / m_e r^2. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $u = \vartheta + \omega_\pi$, ω_π – аргумент перигея, $e = \sqrt{q^2 + k^2}$, $\nu = 1 + q \cos(\vartheta) + k \sin(\vartheta)$, $p = A(1 - q^2 - k^2)$, K – гравитационная постоянная Земли; a_s, a_t, a_w – компоненты возмущающего ускорения от силы Ампера соответственно по осям орбитальной системы координат Cx, Cy, Cz , связанной с радиус-вектором центра масс системы; $\omega = \dot{\vartheta} = (K/p^3)^{1/2} \nu^2$, $\dot{\omega} = \ddot{\vartheta} = -2K\nu^3 e \sin \vartheta / p^3$; $m_e = (m_1 m_2) / (m_1 + m_2)$, $m_{1,2}$ – массы концевых тел.

Обобщённые силы Q_θ, Q_φ и ускорения a_s, a_t, a_w , зависящие от сил Ампера, имеют вид [7;9]:

$$\begin{aligned} Q_\theta &= \cos \varphi (B_z \cos \varphi - B_x \sin \varphi \cos \theta - B_y \sin \varphi \sin \theta) \Delta I r, \\ Q_\varphi &= -(B_y \cos \theta - B_x \sin \theta) \Delta I r, \\ a_s &= \frac{I r (B_z \cos \varphi \sin \theta - B_y \sin \varphi)}{m_1 + m_2}, \\ a_t &= \frac{I r (B_x \sin \varphi - B_z \cos \varphi \cos \theta)}{m_1 + m_2}, \\ a_w &= \frac{I r (B_y \cos \varphi \cos \theta - B_x \cos \varphi \sin \theta)}{m_1 + m_2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь I – ток; B – модуль вектора магнитной индукции в центре масс ВЭДТС; $\Delta = 0,5r(m_2 - m_1) / (m_1 + m_2)$ – расстояние от точки приложения равнодействующей сил Ампера до центра масс системы (алгебраическая величина); B_x, B_y, B_z – проекции вектора магнитной индукции на оси Cx, Cy, Cz соответственно.

Предполагается, что магнитное поле Земли – это магнитный диполь, который имеет наклон $i_d = 11^\circ 34'$ относительно оси вращения Земли [2;9]:

$$\begin{aligned} B_x &= -2B_0 [\cos \gamma \sin i \sin u + \cos \alpha \sin \gamma (\cos \Omega_u \cos u - \cos i \sin \Omega_u \sin u) + \\ &\quad + \sin \gamma \sin \alpha (\cos u \sin \Omega_u + \cos i \cos \Omega_u \sin u)], \\ B_y &= B_0 [\cos u \cos \gamma \sin i - \cos \alpha \sin \gamma (\cos \Omega_u \sin u + \cos i \cos u \sin \Omega_u) - \\ &\quad - \sin \gamma \sin \alpha (\sin \Omega_u \sin u - \cos i \cos \Omega_u \cos u)], \\ B_z &= B_0 [\cos i \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma \sin i \sin \Omega_u - \sin \gamma \cos \Omega_u \sin \alpha \sin i], \end{aligned} \quad (4)$$

где $\alpha = \Omega_e t$, $\gamma = i_d$, Ω_e – угловая скорость вращения Земли.

Закон управления для изменения большой полуоси

Для изменения большой полуоси орбиты направление силы Ампера должно быть согласовано с направлением вектора скорости центра масс. Следовательно величина и направление тока должны регулироваться в соответствии с пространственным положением ВЭДТС.

Для увеличения большой полуоси необходимо, чтобы $dA/dt > 0$:

$$\frac{dA}{dt} = 2\nu \sqrt{\frac{A^3}{\mu(1-q^2-k^2)}} \left[a_s \frac{q \sin u - k \cos u}{\nu} + a_t \right] > 0. \quad (5)$$

Здесь $\nu = 1 + q \cos(\vartheta) + k \sin(\vartheta) > 0$ для произвольных эллиптических или круговых орбит. Поэтому, чтобы удовлетворить условию (5), необходимо:

$$a_s \frac{q \sin u - k \cos u}{\nu} + a_t > 0. \quad (6)$$

После подстановки a_s, a_t из (3) в (6) получим:

$$\begin{aligned} & \frac{Ir(B_z \cos \varphi \sin \theta - B_y \sin \varphi)}{m_1 + m_2} \frac{q \sin u - k \cos u}{\nu} + \\ & + \frac{Ir(B_x \sin \varphi - B_z \cos \varphi \cos \theta)}{m_1 + m_2} > 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Условие (7) зависит от нескольких параметров. Поэтому целесообразно рассмотреть некоторые его упрощения. Известно, что аргумент перигея ω_π для ВЭДТС практически не изменяется [10]. Тогда, например, для $\omega_\pi = 0$ имеем $q \approx e, k \approx 0, u \approx \vartheta$. Также введём предположение, что ВЭДТС вращается в плоскости орбиты: $\varphi = 0$. В этом случае условие (7) запишется в виде:

$$\frac{B_z Ir \sin \theta}{m_1 + m_2} \frac{e \sin u}{1 + e \cos u} - \frac{B_z Ir \cos \theta}{m_1 + m_2} > 0. \quad (8)$$

Дальнейшее упрощение связано с рассмотрением почти круговых орбит: $e \approx 0$. Тогда

$$-\frac{B_z Ir \cos \theta}{m_1 + m_2} = \frac{-B_0 Ir \cos i \cos \theta}{m_1 + m_2} > 0. \quad (9)$$

Из условия (9) следует, что ток должен удовлетворять неравенству $I \cos \theta < 0$. Тогда из условия максимума ускорения получается следующий закон управления:

$$I = \begin{cases} I_{\max} & , \quad \cos \theta < \cos \lambda, \\ -I_{\max} & , \quad \cos \theta > \cos \lambda, \\ 0 & , \quad \text{по-другому,} \end{cases} \quad (10)$$

где I_{\max} – допустимая величина тока. В законе (10) угол λ (рис. 1) введён для повышения эффективности управления и является оптимизируемым параметром. Проекция силы Ампера на направление вектора скорости имеет величину, близкую к максимальной в вертикальном положении системы ($\theta = 0, \pi$), и имеет наименьшую величину при $\theta = \pi/2, 3\pi/2$. Следовательно, угол $\lambda \in (0, \pi/2]$ определяет диапазон действия тока вблизи вертикального положения ($\theta = 0, \pi$).

Для уменьшения большой полуоси орбиты направление тока в (10) должно быть изменено на противоположное. В соответствии с (10) направление тока изменяется два раза на каждом орбитальном периоде. При использовании закона управления (10) большая полуось орбиты изменяется почти линейно, а угловая скорость вращения системы и эксцентриситет орбиты колеблются вблизи своих начальных значений. Указанные утверждения подтверждаются численными результатами, приведёнными далее.

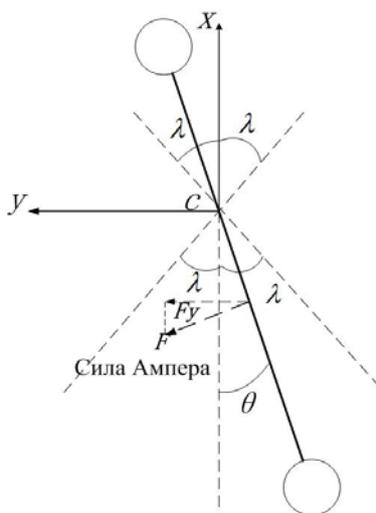


Рис. 1. Определение угла λ

Закон управления для изменения эксцентриситета

Для изменения эксцентриситета орбиты предлагается использовать следующий закон управления:

$$I = \begin{cases} I_{\max} & , \text{ если } \cos \theta < 0 \cap (\vartheta_1 < \vartheta < \vartheta_2), \\ -I_{\max} & , \text{ если } \cos \theta > 0 \cap (\vartheta_3 < \vartheta < \vartheta_4), \\ 0 & , \text{ по-другому,} \end{cases} \quad (11)$$

где $\vartheta_1, \vartheta_2, \vartheta_3, \vartheta_4$ – значения истинных аномалий, которые определяют области, в которых $I \neq 0$. Обычно интервалы $\vartheta_1 < \vartheta < \vartheta_2$ и $\vartheta_3 < \vartheta < \vartheta_4$ устанавливаются вблизи апогея или перигея, где наличие управляющего ускорения обеспечивает наибольшее приращение эксцентриситета орбиты.

При использовании закона (11) большая полуось (или высота орбиты) будет изменяться только вблизи апогея и перигея. Это напоминает переход между орбитами по эллипсу Гомана. Однако процесс изменения орбиты в этом случае происходит существенно медленнее, чем при использовании закона для изменения большой полуоси,

поскольку сила Ампера действует только в течение короткого промежутка времени на каждом орбитальном периоде. Подробный анализ этого случая будет продемонстрирован на численных результатах, приведённых далее.

Если надо уменьшить эксцентриситет (при симметричном диапазоне действия тока вблизи апогея), то закон (11) можно переписать следующим образом:

$$I = \begin{cases} I_{\max} & , \text{ если } \cos \theta < 0 \cap \cos(\vartheta) < \cos(\Delta), \\ -I_{\max} & , \text{ если } \cos \theta > 0 \cap \cos(\vartheta) < \cos(\Delta), \\ 0 & , \text{ по-другому,} \end{cases} \quad (12)$$

где угол Δ определён на рис. 2.

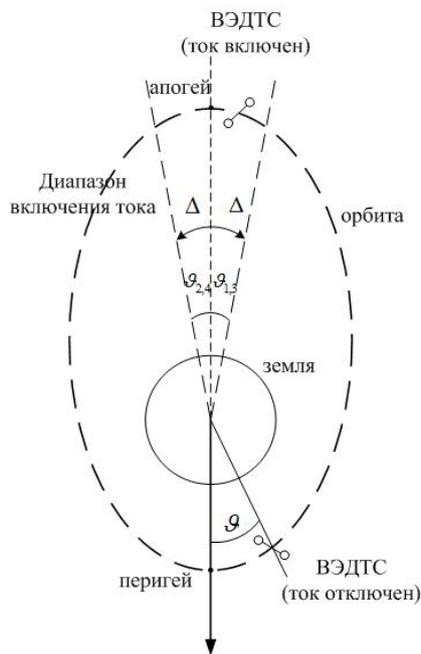


Рис. 2. Определение угла Δ

Закон управления при одновременном изменении большой полуоси и эксцентриситета

Для одновременного изменения большой полуоси и эксцентриситета орбиты законы управления, рассмотренные выше, используются последовательно.

В этом случае

$$I = \begin{cases} I_{\max} & , \text{ если } \cos \theta < 0 \cap (\text{фаза I или II}), \\ -I_{\max} & , \text{ если } \cos \theta > 0 \cap (\text{фаза I или II}), \\ 0 & , \text{ по-другому,} \end{cases} \quad (13)$$

где фазы I и II являются соответствующими фазами для изменения эксцентриситета и большой полуоси. Например, для уменьшения эксцентриситета и увеличения большой полуоси фазы определяются следующим образом:

$$\text{фаза I: } (t < t') \cap [\cos(\vartheta) < \cos(\Delta)] \cap (e \geq e_k),$$

$$\text{фаза II: } (t \geq t') \cap (A \leq A_k).$$

Здесь t' – время переключения с фазы изменения эксцентриситета на фазу изменения большой полуоси; e_k, A_k – заданные значения эксцентриситета и большой полуоси по окончанию манёвра.

В соответствии с (13) сначала изменяется эксцентриситет, а затем большая полуось орбиты, то есть сначала обеспечивается заданное значение эксцентриситета, а затем большой полуоси с небольшими колебаниями эксцентриситета во второй фазе манёвра.

Параметрическая оптимизация

Законы управления (11)-(13) можно использовать для изменения орбиты с помощью ВЭДТС. Однако они зависят от параметров, которые могут быть выбраны исходя из задаваемых критериев оптимальности (или целевых функций), то есть имеет место задача параметрической оптимизации. Для оптимизации используется метод Nelder-Mead. Если не указано иное, то в качестве начальных значений для оптимизации принимаются следующие величины: $m_1 = 30\text{кг}$, $m_2 = 500\text{кг}$, $r = 3\text{км}$, $\theta_0 = 0$, $\dot{\theta}_0 = 0,01\text{рад/с}$, $\varphi_0 = \dot{\varphi}_0 = \vartheta_0 = \omega_{\pi 0} = 0$, $i_0 = 11,5\text{град}$.

Детали алгоритма Nelder-Mead приводятся в [11;12]. Здесь необходимо отметить, что численный метод Nelder-Mead обычно определяет локальный минимум, что требует дополнительной проверки.

Для иллюстрации параметрической оптимизации приводятся результаты, соответствующие манёвру, в котором изменяются эксцентриситет и большая полуось одновременно. В качестве закона управления используется (13), то есть сначала изменяется эксцентриситет, а затем изменяется большая полуось. Такой процесс изменения орбиты системы является рациональным, так как он гарантирует, что достижение конечных значений параметров орбиты в общем случае происходит с меньшим суммарным импульсом и за меньшее время.

В качестве примера рассматриваются следующие начальные и конечные значения орбитальных параметров:

$$A_0 = 6940 \text{ км}; A_f = 6990 \text{ км};$$

$$e_0 = 0,01; e_f = 0,005.$$

Приняты следующие начальные значения оптимизируемых параметров: $\Delta = 0,9\pi$, $\lambda = \pi / 4$. Результаты численного моделирования приведены на рис. 3.

Из рис. 3 следует, что эксцентриситет уменьшается до 0,005 примерно за 221 ч, что занимает около 94% от общего времени манёвра (234 ч). Большая полуось увеличивается примерно на 35 км. Для обеспечения приращения оставшихся 15 км требуется 13,4 ч. Полное время манёвра меньше, чем если бы использовались операции изменения эксцентриситета и большой полуоси отдельно (на 11%). Суммарный импульс (произведение силы на время включения тока) также меньше (на 34%).

В фазе I изменения эксцентриситета он уменьшается ступенчато. Большая полуось увеличивается практически по линейному закону. В фазе II изменения большой полуоси эксцентриситет совершает малые колебания вблизи своего конечного значения, равного 0,005, а большая полуось увеличивается линейно. Другие параметры орбиты изменяются мало.

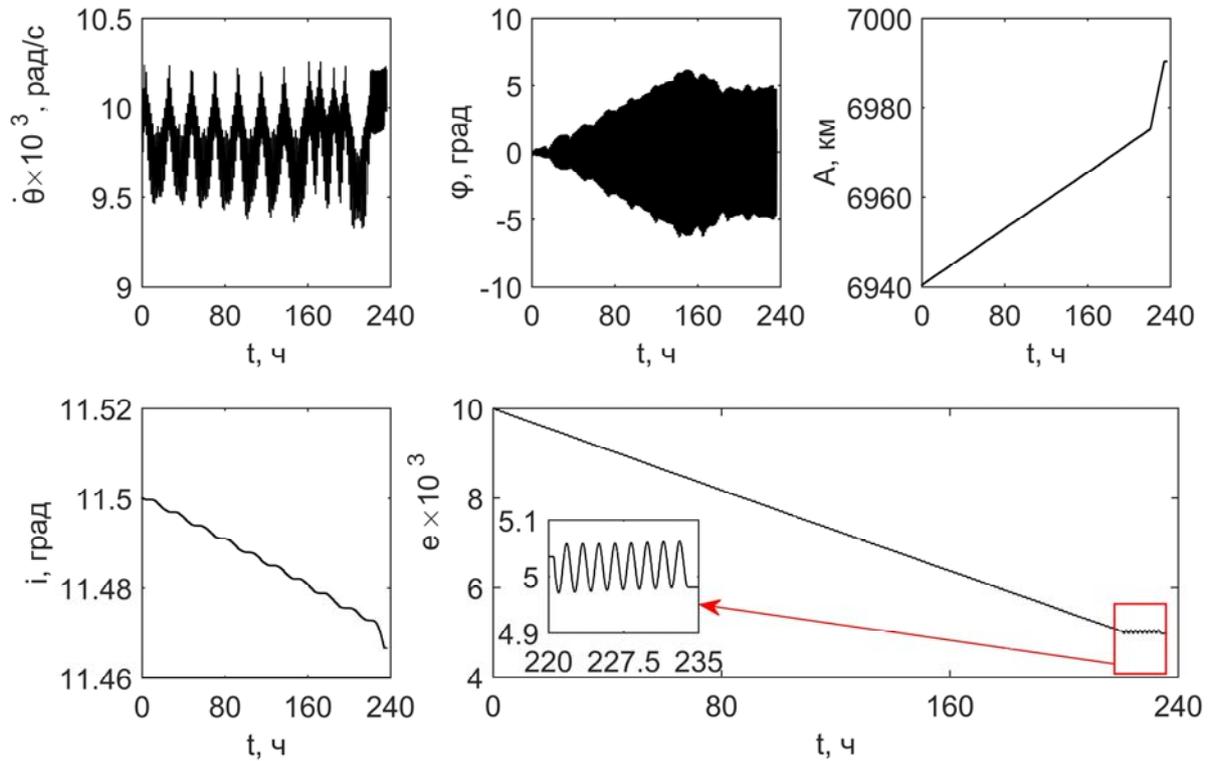


Рис. 3. Характеристики движения системы при изменении эксцентриситета и большой полуоси одновременно

В обеих фазах комбинированной миссии угловая скорость $\dot{\theta}$ колеблется вокруг своих начальных значений, наклонение орбиты незначительно уменьшается, угол φ не превышает 6 градусов.

Оптимизируемые параметры – это два угла λ, Δ и конечное время t_k . Приращение эксцентриситета, большой полуоси и угловой скорости $\dot{\theta}$ включены в целевые функции и в ограничения в зависимости от постановки задачи оптимизации. Диапазон изменения угла $\lambda \in [1; 90]$ град, угол Δ изменяется в диапазоне $[0; 5,1)\pi$. В соответствии с различными требованиями конечное время t_k (критерий быстродействия), импульс I_{sp} (наименьшие затраты) и их комбинация (свёртка) определяются как целевые функции. Целевая функция определяются как сумма:

$$J = J_1 + J_2, \tag{14}$$

где J_1 – основная часть целевой функции, которая определяет цель оптимизации; J_2 – штрафная часть целевой функции.

Для основной части целевых функций время, импульс и их свёртка определяются следующим образом:

$$J_{11} = \bar{t}_k = \left| \frac{t_k - t_{k0}}{t_{k0}} \right|, \tag{15}$$

$$J_{12} = \bar{I}_{sp} = \left| \frac{I_{sp} - I_{sp0}}{I_{sp0}} \right|, \tag{16}$$

$$I_{sp} = \int_0^{t_k} F dt = \int_0^{t_k} B_0 I r dt,$$

$$J_{13} = \nu_1 \bar{t}_k + \nu_2 \bar{I}_{sp}, \tag{17}$$

где t_{k0}, I_{sp0}, A_0 – начальные значения времени, импульса и большой полуоси соответственно; ν_1, ν_2 – весовые коэффициенты в свёртке, $\nu_1 + \nu_2 = 1$.

Функции штрафа определяются выражениями

$$J_{2i} = c_{2i} \left| \frac{x_i - x_{i\text{limit}}}{x_{i\text{limit}}} \right|, \tag{18}$$

$$c_{2i} = \begin{cases} k_{2i}, & \text{если } x_i \notin N_i, \\ 0, & \text{по-другому,} \end{cases}$$

где $x_{i\text{limit}}$ – предельные значения i -го параметра; c_{2i} – весовой коэффициент, соответствующий i -му параметру; k_{2i} – i -я константа, определяющая величину штрафа; N_i – область, определяющая заданные ограничения.

Исходные данные для целевых функций приведены в табл. 2.

Таблица 2. Определение целевых функций для одновременного изменения эксцентриситета и большой полуоси

Номер задачи	Целевая функция	Параметры для оптимизации	Конечное условие для расчёта	Ограничения
1	Время $J_{11} = \bar{t}_k$	Углы Δ, λ	$e(t_k) = e_k$ $\Delta A = A(t_k) - A_0$	$I_{\text{max}} \equiv \text{const}$ $ e(t_k) - e_k \leq \delta e_{\text{max}}$ $ A(t_k) - A_k \leq \delta A_{\text{max}}$ $ \dot{\theta}(t_k) - \dot{\theta}_0 < \delta \dot{\theta}_{\text{max}}$ $0,5\pi \leq \Delta < \pi$ $0 \leq \lambda \leq \pi/2$
2	Импульс $J_{12} = \bar{I}_{sp}$			
3	Свёртка $J_{13} = \nu_1 \bar{I}_{sp} + \nu_2 \bar{t}_k$			

В качестве примера используются следующие границы для ограничений:

$$\delta e_{\text{max}} = e(t_k) - e_k = 0,001; \delta A_{\text{max}} = 0,005; \Delta A = 250 \text{ м}; \delta \dot{\theta}_{\text{max}} = 0.005 \text{ рад/с}.$$

Прежде чем использовать метод Nelder-Mead, полезно знать как зависят время манёвра и импульс от углов Δ и λ .

Из результатов моделирования следует, что меньшие углы Δ и λ соответствуют меньшему импульсу, но требуют большего времени. Влияние угла Δ более значительно, поскольку большее время тратится на изменение эксцентриситета (фаза I). Однако точки минимума обеих целевых функций (15) и (16) расположены не в середине заданного диапазона. Наименьший импульс соответствует практически граничному случаю: $\Delta = 0,99\pi, \lambda = 1$ град ($I_{sp} = 20237 \text{ Н}\cdot\text{с}, t_k = 2500 \text{ ч}, J = 0.889$).

Для времени манёвра зависимость от рассматриваемых углов более сложная. Наименьшее время достигается вблизи значения $\Delta = 0,50\pi$. Однако, когда $\Delta < 0,54\pi$, то изменение большой полуоси превышает 50 км, а вторая фаза манёвра просто отсутствует, так как заданные конечные значения A_f и e_f достигаются в первой фазе. Таким образом, наименьшее время имеет место при $\Delta = 0,54\pi$ (λ не влияет на результат), при этом $I_{sp} = 24806 \text{ Н}\cdot\text{с}$, $t_k = 68 \text{ ч}$, $J = 0,292$.

Здесь необходимо отметить, что случай минимального импульса приводит к слишком большому времени манёвра (время увеличивается в 10 раз по сравнению с начальными данными). Однако случай минимального времени можно считать вполне приемлемым, так как время уменьшилось более чем на 70%, а импульс увеличился всего на 9% по сравнению с минимальным. С другой стороны, свёртки времени и импульса имеют свои глобальные минимумы, а соответствующие им значения углов вполне приемлемы. Зависимости для свёрток показаны на рис. 4 – 6.

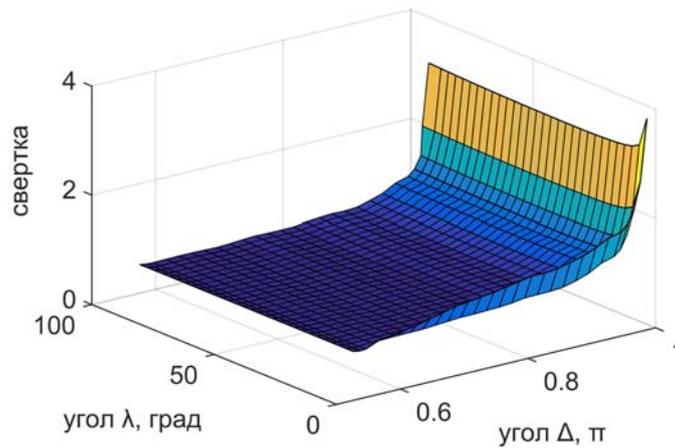


Рис. 4. Зависимость свёртки от углов λ, Δ при $v_1 = 0,7$, $v_2 = 0,3$

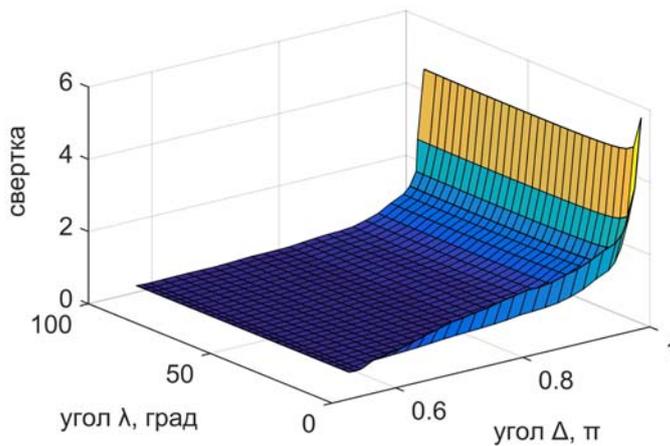


Рис. 5. Зависимость свёртки от углов λ, Δ при $v_1 = 0,5$, $v_2 = 0,5$

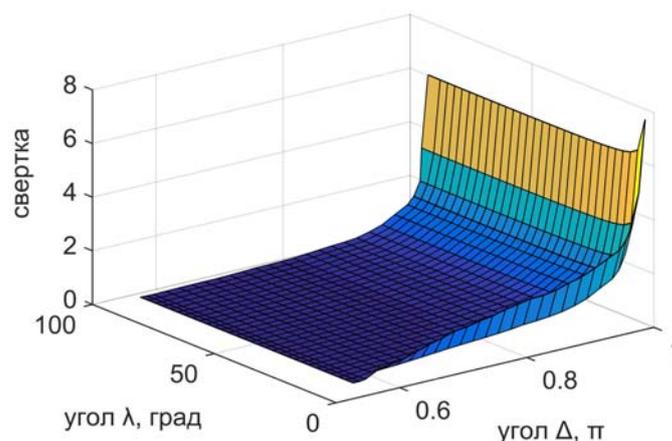


Рис. 6. Зависимость свёртки от углов λ, Δ при $\nu_1 = 0,3, \nu_2 = 0,7$

Целевые функции (17) (свёртки) на рис. 4 – 6 задаются в соответствии с исходными данными: $I_{sp0} = 22764 \text{ Н} \cdot \text{с}$, $t_{k0} = 234 \text{ ч}$, $\Delta_0 = 0,9\pi$, $\lambda_0 = 45 \text{ град}$. Три варианта свёрток (рис. 4 – 6) достигают глобальных минимумов соответственно при $\Delta = 0,65\pi$, $\lambda = 34 \text{ град}$; $\Delta = 0,65\pi$, $\lambda = 43 \text{ град}$; $\Delta = 0,55\pi$, $\lambda = 49 \text{ град}$. Результаты оптимизации сведены в табл. 3.

Таблица 3. Результаты параметрической оптимизации

Свёртка $J = \nu_1 \bar{I}_{sp} + \nu_2 \bar{t}_k$	Начальные значения целевой функции	Конечные значения целевой функции	Конечные значения параметров оптимизации
$\nu_1 = 0,7, \nu_2 = 0,3$	1	0,815	$\Delta_{opti} = 0,653\pi, \lambda_{opti} = 0,629,$ $I_{sp-opti} = 23077 \text{ Нс}, t_{k-opti} = 82 \text{ ч}$
$\nu_1 = 0,5, \nu_2 = 0,5$		0,683	$\Delta_{opti} = 0,646\pi, \lambda_{opti} = 0,744,$ $I_{sp-opti} = 23226 \text{ Нс}, t_{k-opti} = 80 \text{ ч}$
$\nu_1 = 0,3, \nu_2 = 0,7$		0,526	$\Delta_{opti} = 0,547\pi, \lambda_{opti} = 0,891$ $I_{sp-opti} = 24415 \text{ Нс}, t_{k-opti} = 68 \text{ ч}$

Заключение

Разработаны методы управления вращающимися электродинамическими тросовыми системами с целью изменения их параметров орбиты и проведена параметрическая оптимизация законов управления.

По результатам исследований можно сделать следующие выводы.

1. Показано, что предлагаемые законы управления всегда обеспечивают достижения заданных значений эксцентриситета и большой полуоси орбиты, при этом другие параметры орбиты мало изменяются. В варианте, когда эксцентриситет и большая полуось орбиты изменяются одновременно, предложено разделять задачу на две фазы. Такой подход обеспечивает лучшие возможности для проектирования манёвра, экономит его время и затраты по сравнению с другими вариантами.

2. Оптимальные решения, соответствующие только критериям минимального времени или импульсу, всегда находятся на границе заданных ограничений.

3. С помощью параметрической оптимизации показано, что использование свёрток целевых функций является предпочтительным выбором при проектировании рассматриваемых манёвров.

Дальнейшие исследования в этом направлении связаны с задачей стабилизации движения концевых тел относительно направления троса (их движения относительно центра масс).

Работа выполнена при поддержке фонда CSC (China Scholarship Council, КНР) для обучения в аспирантуре Самарского университета и программы Fundamental Research Funds for the Central Universities (No.3102017JC06002) и Shaanxi Science and Technology Program, КНР (2017KW-ZD-04).

Библиографический список

1. Van Pelt M. Space tethers and space elevators. Springer Science & Business Media, 2009. 215 p.
2. Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. Univelt Incorporated, 2007. 453 p.
3. Gou X.-W., Li A.-J., Tian H.-C., Wang C.-Q., Lu H.-S. Overload control of artificial gravity facility using spinning tether system for high eccentricity transfer orbits // Acta Astronautica. 2018. V. 147. P. 383-392. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.03.005
4. Тyc G., Vigneron F., Jablonski A., Han R., Modi V., Misra A. Flight dynamics results from the OEDIPUS-C tether mission // Astrodynamics Conference. 1996. P. 39-50. DOI: 10.2514/6.1996-3573
5. Lorenzini E.C., Cosmo M.L., Kaiser M., Bangham M.E., Vonderwell D.J., Johnson L. Mission analysis of spinning systems for transfers from low orbits to geostationary // Journal of Spacecraft and Rockets. 2000. V. 37, Iss. 2. P. 165-172. DOI: 10.2514/2.3562
6. Hoyt R. Moon & Mars orbiting spinning tether transport. NASA: Final Report on NASA Institute for Advanced Concepts, Contract 07600-034, 2001.
7. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование и анализ колебаний электродинамической тросовой системы на орбите спутника Земли // Математическое моделирование. 2017. Т. 29, № 6. С. 21-34.
8. Kluever C.A. Space flight dynamics. John Wiley & Sons, 2018. 562 p.
9. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
10. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. К задаче о стабилизации движения низкоорбитальной электродинамической тросовой системы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 2. С. 117-132. DOI: 10.1134/S0002338819020173
11. Nelder J.A., Mead R. Simplex method for function minimization // The Computer Journal. 1965. V. 7, Iss. 4. P. 308-313. DOI: 10.1093/comjnl/7.4.308
12. Boyd S., Vandenberghe L. Convex optimization. Cambridge University Press, 2004. 716 p.

OPTIMIZING THE PROCESS OF CHANGING SPACECRAFT ORBITAL PARAMETERS BY USING A SPINNING ELECTRODYNAMIC TETHER SYTEM

© 2020

Lu Hongshi Postgraduate Student of the Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
LuHSPeter@yandex.ru

Wang Changqing PhD, Associate Professor, Institute of Automation;
Northwestern Polytechnical University, Xian, China;
wangcq@mail.ru

Yu. M. Zabolotnov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department
of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
yumz@yandex.ru

The paper considers parametric optimization of the process of changing orbital parameters by using a spinning electrodynamic tether system. Changes in the semi-major axis and eccentricity are taken as the two major goals, and two control laws are proposed accordingly. Current is regulated according to the instantaneous position of the conductive tether, which allows ensuring the calculated direction of the Lorentz force produced by the interaction of the conductive tether with the Earth's magnetic field. A combined control scheme for simultaneous changes in the semi-major axis and eccentricity is proposed. The parameters of control laws are optimized on the basis of the Nelder-Mead method by using different objective functions and constraints. It is also shown that, by using the criteria of quick response and minimum impulse, we obtain optimal solutions corresponding to the boundary values of the selected parameters. Therefore, a convolution of these criteria is proposed as a compromise, which ensures a specified change in the orbital parameters of the system mass center.

Spinning electrodynamic tether system; changing of orbital parameters; semi-major axis; misalignment; fast response criterion; minimum impulse criterion; parametric optimization; objective function.

Citation: Lu Hongshi, Wang Changqing, Zabolotnov Yu.M. Optimizing the process of changing spacecraft orbital parameters by using a spinning electrodynamic tether sytem. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 64-77. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-64-77

References

1. Van Pelt M. Space tethers and space elevators. Springer Science & Business Media, 2009. 215 p.
2. Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. Univelt Incorporated, 2007. 453 p.
3. Gou X.-W., Li A.-J., Tian H.-C., Wang C.-Q., Lu H.-S. Overload control of artificial gravity facility using spinning tether system for high eccentricity transfer orbits. *Acta Astronautica*. 2018. V. 147. P. 383-392. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.03.005
4. Tyc G., Vigneron F., Jablonski A., Han R., Modi V., Misra A. Flight dynamics results from the OEDIPUS-C tether mission. *Astrodynamics Conference*. 1996. P. 39-50. DOI: 10.2514/6.1996-3573
5. Lorenzini E.C., Cosmo M.L., Kaiser M., Bangham M.E., Vonderwell D.J., Johnson L. Mission analysis of spinning systems for transfers from low orbits to geostationary. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2000. V. 37, Iss. 2. P. 165-172. DOI: 10.2514/2.3562
6. Hoyt R. Moon & Mars orbiting spinning tether transport. NASA: Final Report on NASA Institute for Advanced Concepts, Contract 07600-034, 2001.

7. Voevodin P.S., Zabolotnov Yu.M. Modeling and analysis of oscillations of electrodynamic tether system on orbit of Earth satellite. *Matematicheskoe Modelirovanie*. 2017. V. 29, no. 6. P. 21-34. (In Russ.)
8. Kluever C.A. Space flight dynamics. John Wiley & Sons, 2018. 562 p.
9. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.
10. Voevodin P.S., Zabolotnov Yu.M. Stabilizing the motion of a low-orbit electrodynamic tether system. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2019. V. 58, Iss. 2. P. 270-285. DOI: 10.1134/S1064230719020175
11. Nelder J.A., Mead R. Simplex method for function minimization. *The Computer Journal*. 1965. V. 7, Iss. 4. P. 308-313. DOI: 10.1093/comjnl/7.4.308
12. Boyd S., Vandenberghe L. Convex optimization. Cambridge University Press, 2004. 716 p.

ОПТИМИЗАЦИЯ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИСКА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

© 2020

- 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. Н. Грунин** аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
grunin.anton@mail.ru
- А. Д. Алendarь** аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
artem.alendar@mail.ru
- С. К. Кандауров** аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
sergey@kbbase.ru

Представлены результаты оптимизации массогабаритных характеристик рабочего диска турбины высокого давления турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой. Рассмотрены вопросы моделирования работы первой ступени двигателя с покрывным диском, обеспечивающим подвод охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам. Проведён прочностной расчёт напряжений, возникающих в результате действия центробежных сил в условиях высокой температуры. Построена трёхмерная модель диска. Использован метод конечных элементов. В результате теплового расчёта получена картина распределения температур в теле диска. Максимальные напряжения в диске находятся в местах сопряжения передней поверхности диска и отверстий подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам. В зоне полостей для подвода охлаждающего воздуха наблюдается присутствие пластической деформации. Показано, что целесообразно выполнить ступенчатую часть диска из материала с меньшей жаростойкостью и с большим значением допустимых предельных напряжений. На основе проведённого исследования предложена конструкция биметаллического диска, выполненного методом порошковой металлургии.

Турбина высокого давления; прочностной расчёт; коэффициент запаса прочности; биметаллический диск; массогабаритные характеристики; метод конечных элементов; охлаждающий воздух; изостатическое прессование.

Цитирование: Силуянова М.В., Грунин А.Н., Алendarь А.Д., Кандауров С.К. Оптимизация массогабаритных характеристик диска турбины высокого давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 78-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-78-86

Важными условиями конкурентоспособности авиационных воздушно-реактивных двигателей являются повышение надёжности и экономичности. Экономическая эффективность достигается увеличением температурно-силовых параметров работы деталей газового тракта при неизменном условии обеспечения их надёжности. Однако увеличение экономичности и необходимое для этого увеличение нагруженности ступеней газовых турбин приводит к снижению ресурса газотурбинного двигателя из-за ухудшения прочностных свойств материалов деталей горячей части.

Высокотемпературное воздействие и градиенты температур требуют применения высокоэффективной системы охлаждения элементов проточной части и совершенствования применяемых материалов. Совершенствование одних лишь свойств конструкци-

онных материалов не позволяет значительно повысить температуру в горячей части тракта турбомашин.

Таким образом, одной из актуальных задач является создание высокоэффективных технологий получения продукции требуемых физико-механических, технологических и потребительских свойств, в частности высокоплотных деталей конструкционного назначения из порошковых материалов.

Порошковые заготовки позволяют избежать основного недостатка монолитных заготовок – наследственную анизотропию свойств и неоднородный химический состав. Развитие порошковой металлургии основывается на разработке и использовании прогрессивных методов консолидации дисперсных материалов, направленных на создание благоприятной структуры материала. Кроме того, порошковая металлургия способствует разработке принципиально новых технологий получения деталей со сложной переменной структурой, в том числе из различных материалов [1].

На первом этапе был произведён прочностной расчёт, а именно расчёт напряжений, возникающих в результате действия центробежных сил в условиях высокой температуры, диска турбины высокого давления (ТВД) авиационного воздушно-реактивного двигателя, изготовленного из жаропрочного никелевого сплава.

Форма детали является сложной, поэтому её расчёт на прочность не может быть получен аналитически. Существует несколько методов расчёта на прочность, но наиболее распространённый сегодня – это метод конечных элементов. Данный метод предназначен для решения задач микроуровня, при этом модель объекта представляет собой систему дифференциальных уравнений в частных производных с заданными граничными условиями.

Для проведения расчёта была построена трёхмерная модель диска (рис. 1). В работе рассчитывалась прочность диска первой ступени ТВД с покрывным диском, обеспечивающим подвод охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам. Для ликвидации расчёта контактной группы механического соединения рабочего диска с покрывным была построена трёхмерная модель диска единой деталью. Часть обода диска по дну замкового соединения заменена эквивалентной нагрузкой радиальных контурных напряжений.



Рис. 1. 3-D модель диска

Поскольку диск является осесимметричной деталью, то для сокращения времени расчёт производился на модели сектора диска, угол которого 60° (13 лопаток из 78). Для учёта влияния остальной части диска на гранях используемой модели были заданы граничные условия циклической симметрии в цилиндрической системе координат (рис. 2).

Расчёт диска проводился в САЕ системе ANSYS Workbench в блоках термического Steady-State Thermal и прочностного Static Structural расчёта.

Поскольку диск работает при высоких температурах, то для его охлаждения организована сложная система подвода охлаждающего воздуха разной температуры к различным поверхностям детали. Значения температур охлаждающего воздуха представлены в таблице и на рис. 3. Температура диска по поверхности отсечения замковой части обода (рис. 3) составляет 787°C.

Влияние на диск нагрузки от вращения рабочих лопаток смоделировано сосредоточением массы лопатки (140 граммов) в центре масс (рис. 4).

В расчётном блоке Static Structural моделируется вращение диска (рис. 5) с оборотами, составляющими 106% максимальных рабочих оборотов.

Таблица. Температуры охлаждающего воздуха элементов диска, К

Ступица	Задняя поверхность	Передняя поверхность покрывного диска	Канал подвода охлаждающего воздуха к лопаткам
600	780	900	900

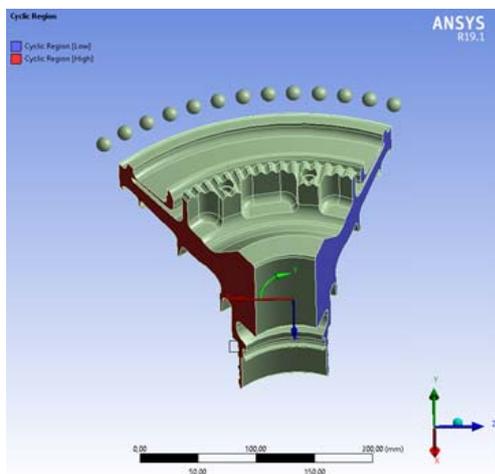


Рис. 2. Условия циклической симметрии в цилиндрической системе координат

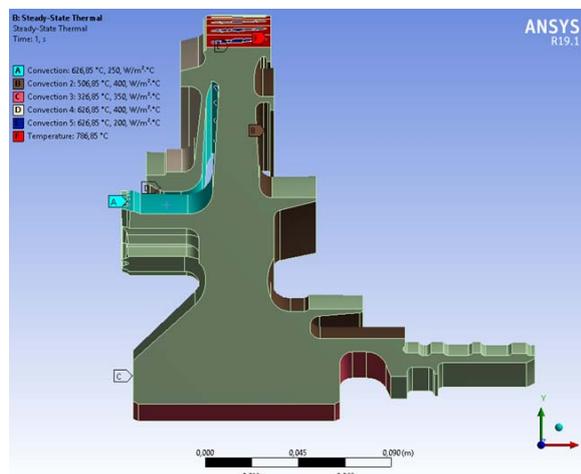


Рис. 3. Граничные условия по температурному воздействию

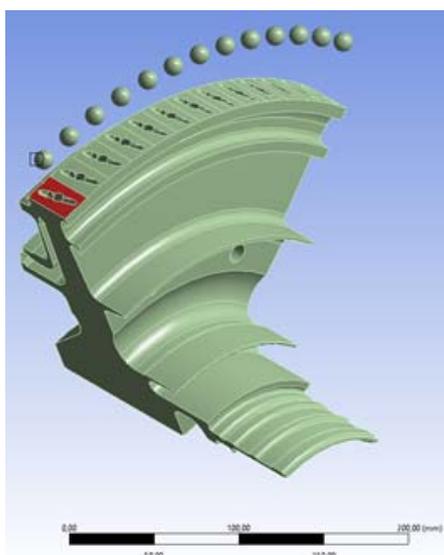


Рис. 4. Моделирование наличия рабочих лопаток

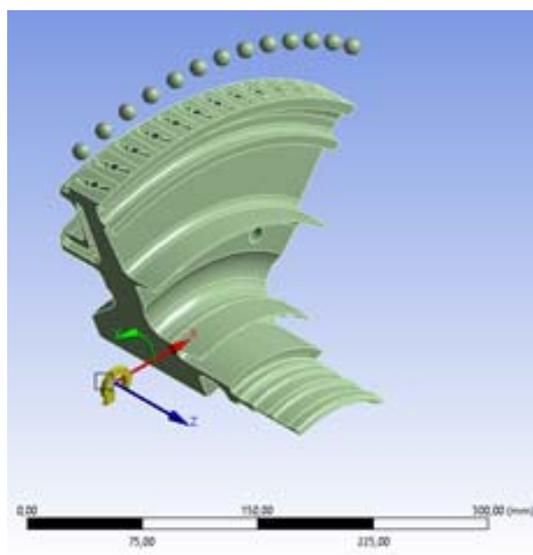


Рис. 5. Моделирование вращения диска

Влияние части обода, составляющего замковое соединение, заменено эквивалентной нагрузкой 90 МПа на рассчитываемом секторе диска на основе оценки напряжённого состояния замковых соединений рабочих лопаток турбин [2] и в соответствии с данными завода-изготовителя (рис. 6).

Основные преимущества метода конечных элементов – произвольная форма рассчитываемой области, возможность создания более мелкой сетки в тех местах, где требуется особая точность.

Диск разбивается на конечные элементы автоматически с указанием количества конечных элементов, наибольшее количество элементов позволяет получить более точный результат расчётов, однако требует больше машинных мощностей. Поэтому был произведён выбор из трёх вариантов сеточного разбиения с помощью предварительного расчёта (без учёта действия температур).

Выбранный вариант сеточного разбиения при наименьшем количестве элементов даёт приемлемый результат. На рис. 7 показана сетка сектора диска, разбитого на конечные элементы.

В результате теплового расчёта была получена картина распределения температур (рис. 8) в теле диска. Градиент температур по радиусу диска составил 418°C.

В результате прочностного расчёта была получена картина распределения напряжений (рис. 9) и деформаций (рис. 10) диска турбины для указанных температур. Напряжения в ступице диска не превышают 526 МПа.

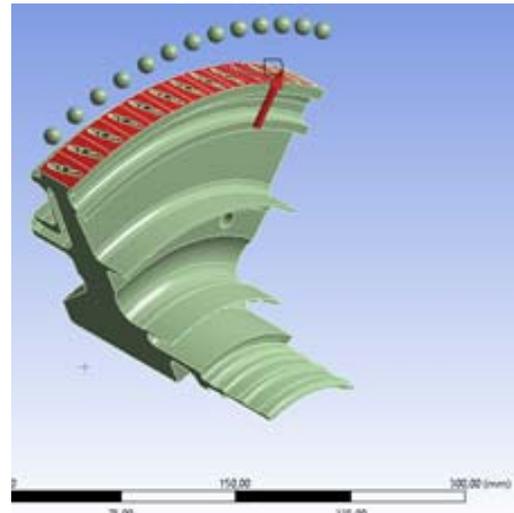


Рис. 6. Наложение эквивалентной нагрузки взамен замковой части обода

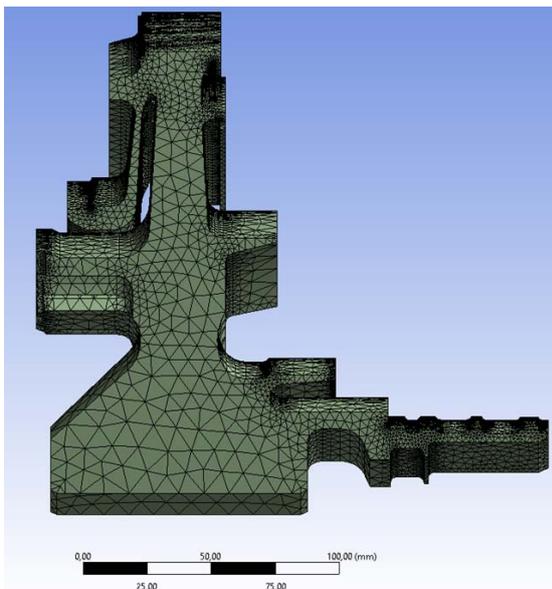


Рис. 7. Сеточное разбиение сектора диска

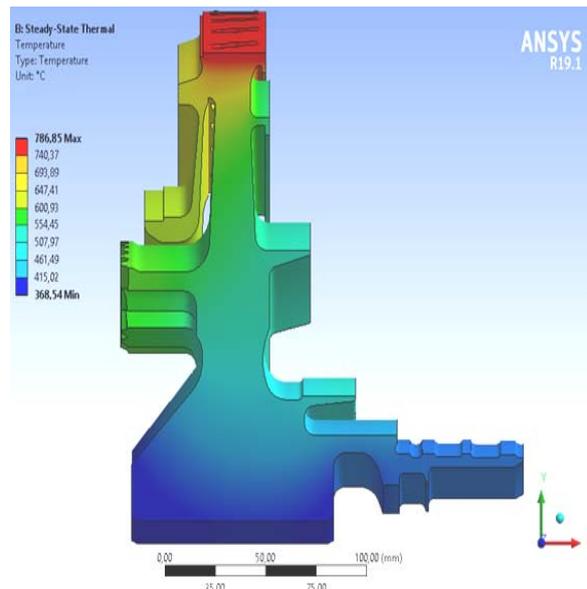


Рис. 8. Распределение температур

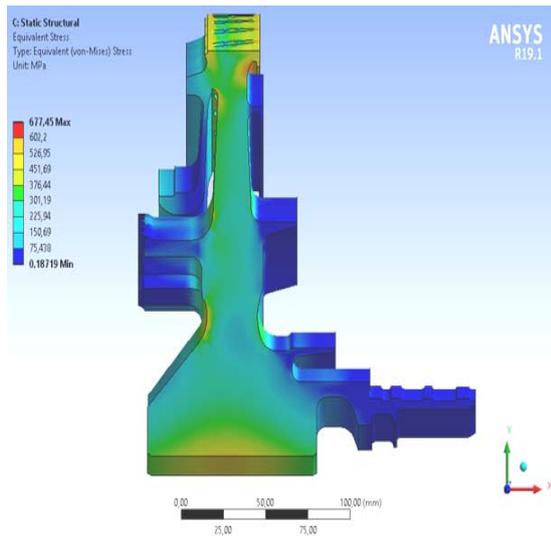


Рис. 9. Распределение напряжений

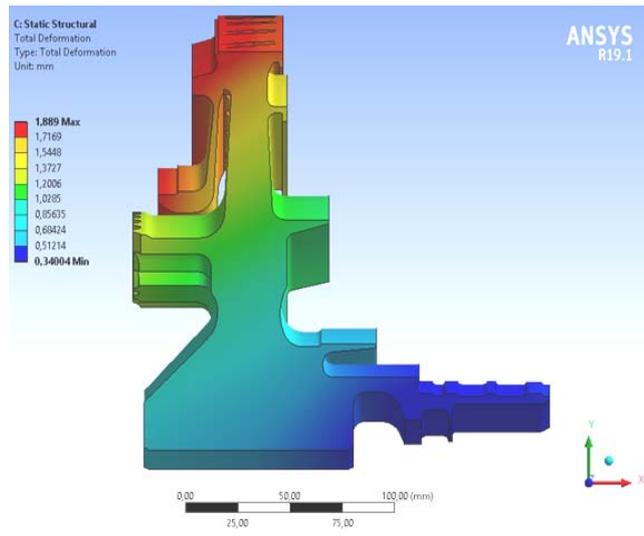


Рис. 10. Распределение деформаций

Максимальные напряжения в диске составляют 677 МПа и находятся в местах сопряжения передней поверхности диска турбины и отверстий подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам (рис. 11).

Кроме того, в зоне полостей для подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам наблюдается присутствие пластической деформации (рис. 12).

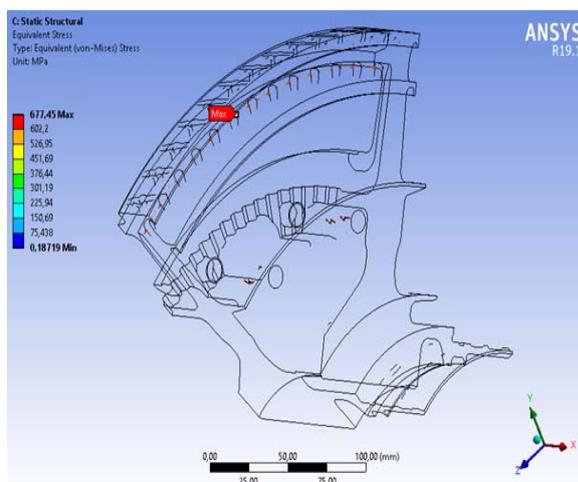


Рис. 11. Расположение напряжений выше 600 МПа

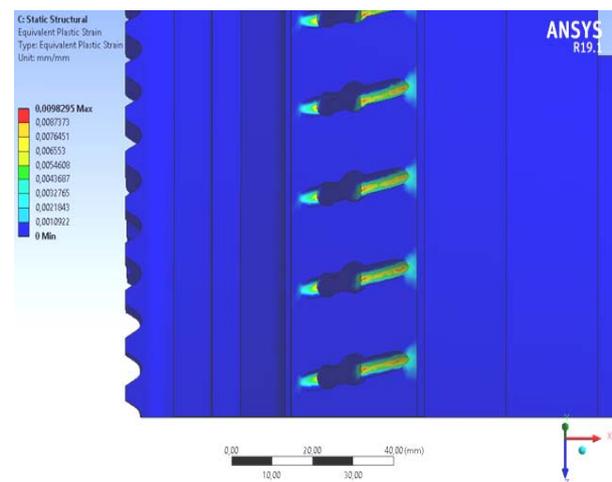


Рис. 12. Зоны пластических деформаций

По теории прочности при объёмном напряжённом состоянии коэффициент запаса прочности рассчитывается по формуле [3]:

$$k = \frac{\sigma_6}{\sigma_{\max}} \geq [\sigma],$$

где σ_6 – предел прочности для данного материала; σ_{\max} – максимальное напряжение детали; $[\sigma]$ – минимальное допустимое значение коэффициента запаса прочности.

Минимальное допустимое значение коэффициента запаса прочности на основании накопленного опыта конструирования и эксплуатации дисков составляет $k = 1,35 \dots 1,5$. Предел прочности ЭП741НП при температуре 800°C составляет 981 МПа.

Коэффициент запаса прочности для рассчитанного диска составил 1,45, что удовлетворяет требованиям норм прочности.

По результатам проведённого расчёта и исходя из анализа работы дисков турбины высокого давления [4] современных двигателей видно, что при относительно невысоких максимальных напряжениях рабочая температура на их ободе составляет не менее 650°C с тенденцией повышения, поскольку он расположен ближе к высокотемпературному газовому тракту, а температура газа на входе в турбину является одним из основных факторов, способствующих увеличению тяги двигательной установки. При этом ступица диска работает при сравнительно низких температурах, не превышающих 500°C, и испытывает довольно высокие напряжения.

Но получить одновременно высокую жаропрочность, максимально возможную прочность и низкую скорость роста трещин одного материала невозможно, так как эти свойства обеспечиваются разными параметрами одних и тех же структурных характеристик [5 – 7]. Технология изготовления биметаллических дисков с применением методов металлургии гранул [8; 9] позволяет решить эти проблемы путём создания диска с градиентными свойствами и достичь высокой прочности ступицы и высокой жаропрочности обода диска, что соответствует реальным условиям его работы в составе газотурбинного двигателя. Технология, обеспечивающая регламентированную границу раздела материалов, представляет собой способ комплектования порошков разных материалов в матрицу и последующее горячее изостатическое прессование [10; 11].

Целесообразно выполнить ступичную часть диска из материала с меньшей жаростойкостью и с большим значением допустимых предельных напряжений. Оставляя жаропрочную сталь ЭП741НП в ободной части диска, в качестве материала ступицы была выбрана высокопрочная сталь ВКС-3 с рекомендуемым диапазоном рабочих температур до 500°C. По результатам расчёта массовых характеристик рабочего диска ТВД было выявлено, что применение биметаллической конструкции диска [12] с границей раздела двух материалов на радиусе 110 мм без изменения конфигурации диска (рис. 13) позволяет снизить его массу на 1,2 кг.

Изготовление заготовки для такого диска возможно осуществить с помощью двухступенчатой технологии. Сначала изготавливают часть диска из высокопрочной стали традиционными методами, а затем кольцевую капсулу между полученной ступичной частью и наружной границей прессформы заполняют гранулами жаропрочного материала и подвергают горячему изостатическому прессованию [13].

Таким образом, применение в тяжёлонагруженных дисках турбин воздушно-реактивных двигателей биметаллической структуры материала с функционально-градиентными свойствами позволит повысить эффективность работы различных зон данных дисков, снизить массу и повысить коэффициент полезного действия двигателя.

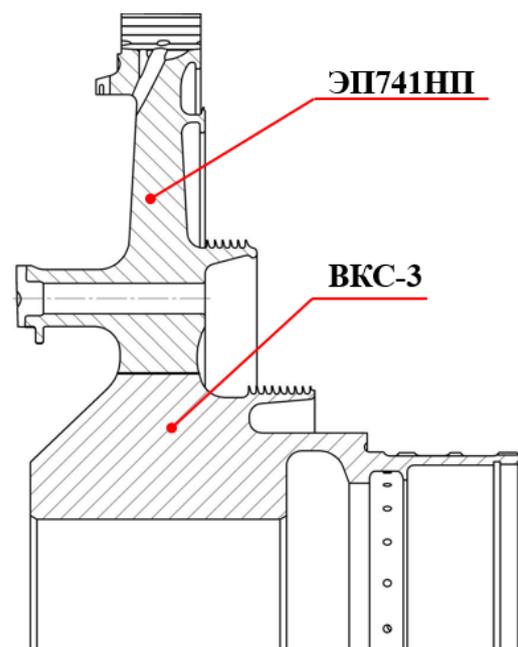


Рис. 13. Биметаллическая конструкция диска турбины

Библиографический список

1. Гращенко Д.В., Щетанов Б.В., Ефимочкин И.Ю. Развитие порошковой металлургии жаропрочных материалов // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2011. № 5. С. 13-26.
2. Придорожный Р.П., Шереметьев А.В., Зиньковский А.П., Меркулов В.М., Федорченко Н.Н. Оценка напряжённого состояния замковых соединений рабочих лопаток турбин с учётом возможных отклонений их размеров // Авиационно-космическая техника и технология. 2007. № 8. С. 81-85.
3. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчёт деталей. М.: Машиностроение, 1981. 550 с.
4. Кишалов А.Е., Кудоярова В.М., Маркина К.В., Игнатьев О.И. Анализ нагрузок, действующих на элементы конструкции ГТД // Молодой учёный. 2012. № 11 (46). С. 52-60.
5. Силуянова М.В., Курицына В.В., Иосифов П.А. Стратегии, методы и модели управления технологическим развитием производств авиационно-космического машиностроения. М.: МАИ, 2016. 158 с.
6. Силуянова М.В., Курицына В.В., Бойцов А.Г. Модели и методы технологического аудита наукоёмких производств. М.: МАИ, 2017. 158 с.
7. Курицына В.В., Силуянова М.В. Автоматизация процедур технологического менеджмента в производстве авиакосмической техники // СТИН. 2017. № 9. С. 5-11.
8. Магеррамова Л.А. Применение биметаллических блисков, изготавливаемых методом ГИП из гранулированных и литейных никелевых суперсплавов, для увеличения надёжности и ресурса газовых турбин // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 33-38.
9. Гарибов Г.С., Гриц Н.М., Востриков А.В., Федоренко Е.А., Волков А.М. Освоение перспективного высокопрочного гранулируемого никелевого сплава при производстве заготовок турбинных дисков для авиационных двигателей нового поколения // Технология лёгких сплавов. 2012. № 3. С. 64-69.
10. Кононов С.А., Перевозов А.С., Колачев Б.А. Структура и механические свойства гранулированного сплава ЭП741НП, полученного по технологии, включающей горячее изостатическое прессование и обработку давлением // Металлы. 2007. № 5. С. 86-89.
11. Кокорин В.Н., Филимонов В.И., Сизов Н.А., Груздев Д.П. Способ прессования с наложением УЗ-воздействия увлажнённых механических смесей на основе железа // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2012. № 3 (59). С. 24-27.
12. Быков Ю.Г., Магеррамова Л.А., Кратт Е.П., Бакулин С.С. Опыт разработки технологии изготовления биметаллического турбинного блиска перспективного газотурбинного двигателя // Наука – производству. 2014. № 9. С. 148-156.
13. Агеев С.В., Гиршов В.Л. Горячее изостатическое прессование в порошковой металлургии // Металлообработка. 2015. № 4 (88). С. 56-60.

METHOD FOR OPTIMIZING MASS AND SIZE CHARACTERISTICS OF A HIGH-PRESSURE TURBINE DISK

© 2020

- M. V. Siluyanova** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
dc2mati@yandex.ru
- A. N. Grunin** Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
grunin.anton@mail.ru
- A. D. Alendar** Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
artem.alendar@mail.ru
- S. K. Kandaurov** Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
sergey@kbbase.ru

The article presents the results of weight and size optimization of a high-pressure turbine working disk for an augmented turbofan. The issues of modeling the operation of the engine's first stage with a cover plate providing the delivery of cooling air to the blades are considered. Strength calculation of the stresses arising from the action of centrifugal forces under high-temperature conditions was carried out. A three-dimensional model of the disk was obtained. The finite element method was used. The pattern of temperature distribution in the disk body was obtained on the basis of heat calculation. Based on the strength calculation, the stresses and strains of the turbine disk were determined. Maximum stresses in the disc are located at the junction of the disc frontal area and the cooling air feed holes. Plastic deformation is observed in the area of the cavities for cooling air feed. It is shown that the stepped part of the disc should be made of a material with lower heat resistance and a higher value of permissible limit stress. Based on the study, a bimetallic disk design made by powder metallurgy was proposed.

High-pressure turbine; strength calculation; safety factor; bimetallic disk; weight and size characteristics; finite element method; cooling air; isostatic pressing.

Citation: Siluyanova M.V., Grunin A.N., Alendar A.D., Kandaurov S.K. Method for optimizing mass and size characteristics of a high-pressure turbine disk. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 78-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-78-86

References

1. Grashchenkov D.V., Shchetanov B.V., Efimochkin I.Yu. Development of powder metallurgy of high-temperature alloys. *Vse Materialy. Entsiklopedicheskii Spravochnik*. 2011. No. 5. P. 13-26. (In Russ.)
2. Pridorozhnyy R.P., Sheremet'ev A.V., Zin'kovskiy A.P., Merkulov V.M., Fedorchenko N.N. Assessment of the stress state of the locking joints of the turbine blades taking into account possible deviations of their sizes. *Aerospace Technic and Technology*. 2007. No. 8. P. 81-85. (In Russ.)
3. Skubachevskiy G.S. *Aviatsionnye gazoturbinnye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley* [Aircraft gas turbine engines. Design and calculation of component parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 550 p.
4. Kishalov A.E., Kudoyarova V.M., Markina K.V., Ignat'ev O.I. Analysis of the loads acting on the structural elements of GTE. *Young Scientist*. 2012. No. 11 (46). P. 52-60. (In Russ.)

5. 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: Moscow Aviation Institute Publ., 2016. 158 p.

6. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Boytsov A.G. *Modeli i metody tekhnologicheskogo audita naukoemkikh proizvodstv* [Models and methods of technology audit of high-tech industries]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2017. 158 p.

7. 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

8. Magerramova L.A. Application of bimetallic blisks manufactured by HIP from powder and cast Ni-base superalloys for gas turbine life increase. *Vestnik UGATU*. 2011. V. 15, no. 4 (44). P. 33-38. (In Russ.)

9. Garibov G.S., Grits N.M., Vostrikov A.V., Fedorenko Ye.A., Volkov A.M. Commercialization of an advanced high-strength PM nickel-base superalloy for production of turbine discs for new generation aircraft engines. *Technology of Light Alloys*. 2012. No. 3. P. 64-69. (In Russ.)

10. Kononov S.A., Perevozov A.S., Kolachev B.A. Structure and mechanical properties of a granulated EP741NP alloy produced by a technology including hot isostatic pressing and metal forming. *Russian Metallurgy (Metally)*. 2007. V. 2007, Iss. 5. P. 415-417. DOI: 10.1134/S0036029507050114

11. Kokorin V.N., Filimonov V.I., Sizov N.A., Gruzdev D.P. Method of humid iron-based aggregates moulding with ultrasonic exposure. *Vestnik of UISTU*. 2012. No. 3 (59). P. 24-27. (In Russ.)

12. Bykov Yu.G., Magerramova L.A., Kratt E.P., Bakulin S.S. Experience in developing a technology of designing a bimetallic turbine blisk of an advanced gas turbine engine. *Nauka – proizvodstvu*. 2014. No. 9. P. 148-156. (In Russ.)

13. Ageev S.V., Girshov V.L. The hot isostatic pressure in the powder metallurgy. *Metalloobrabotka*. 2015. No. 4 (88). P. 56-60. (In Russ.)

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ «БАК – СОПЛО»

© 2020

В. В. Шалай доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология», президент университета; Омский государственный технический университет; info@omgtu.ru

К. В. Щербань научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории «Системы жизнеобеспечения обитаемых и необитаемых объектов»; Омский государственный технический университет; sherban.kirill@gmail.com

В настоящее время актуален вопрос повышения теплоотдачи углеводородного топлива в системах каналов систем охлаждения жидкостных ракетных двигателей. Рассматриваются результаты разработки математической модели системы охлаждения двигателя, работающей на дополнительной циркуляции топлива между баком и соплом. Данная модель позволяет определить условия, при которых кратность циркуляции керосина в контуре охлаждения сопла обеспечивает использование в качестве материала стенки сопла выбранный материал, и найти минимальное количество керосина в баке, необходимого для охлаждения сопла предлагаемым методом.

Жидкостные ракетные двигатели; система охлаждения; теплообмен; теплоотдача; турбулизация.

Цитирование: Шалай В.В., Щербань К.В. Математическая модель работы системы охлаждения «бак – сопло» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 87-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-87-95

Введение

Продолжается интенсивная разработка прямоточных реактивных воздушных двигателей для гиперзвуковых летательных аппаратов [1-7]. Анализ теоретических и экспериментальных работ показал, что одной из основных проблем при создании такого типа двигателя является разработка системы охлаждения его камеры сгорания и сопла. К этим системам предъявляются жёсткие требования [8-11], так как они должны обеспечивать работу двигателя в тяжёлом температурном режиме. В предыдущих работах [12-15] авторами рассматривались возможность и целесообразность охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с помощью углеводородного топлива, текущего по каналам, расположенным в стенках сопла. Проведённый параметрический анализ [12; 13], а также экспериментальное исследование [15] подтвердили возможность использования углеводородного топлива для охлаждения сопла. В статье приведена принципиальная схема системы охлаждения «Бак – сопло» и математическая модель, описывающая граничные условия, при которых предлагаемая система сможет работать, не нарушая рабочих процессов ракеты.

Математическая модель

Как было предложено в [13], для предотвращения плавления металла в каналах системы охлаждения необходимо обеспечивать расход теплоносителя больше стехиометрического. После нагрева до $T = T_k - \Delta T$ в каналах системы охлаждения часть потока керосина, соответствующего стехиометрическому расходу, подаётся в камеру сгорания, а оставшаяся часть возвращается обратно в бак. При этом этот возвращающийся

поток может охлаждаться в специальной системе охлаждения или не охлаждаться. В последнем случае возвращающийся в бак поток будет иметь температуру большую, чем выходящий из бака поток, на величину нагрева керосина в каналах системы охлаждения ΔT . Этот возвращаемый в бак поток будет нагревать весь керосин в баке, т.е. температура керосина в баке будет непрерывно повышаться. Это может привести к тому, что в некоторый момент керосин в баке может выкипеть и система охлаждения прекратит работать. Для определения возможных режимов работы системы охлаждения построим модель её работы во времени. Модель основана на схеме, представленной на рис. 1.

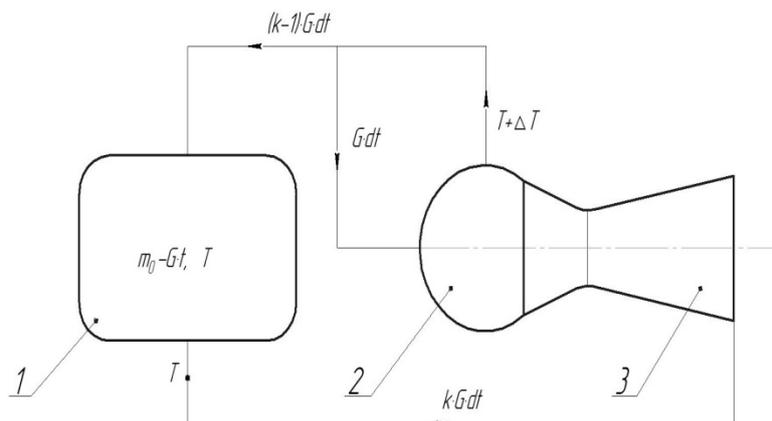


Рис 1. Схема для моделирования работы системы охлаждения во времени:
1 – бак с керосином; 2 – камера сгорания; 3 – сопло с каналами охлаждения

Из этой схемы видно, что из бака 1 керосин в течение бесконечно малого времени dt в количестве $kGdt$ (G – стехиометрический массовый расход керосина, k – кратность циркуляции керосина) с температурой T подаётся в систему охлаждения сопла 3. В каналах системы охлаждения керосин нагревается на величину ΔT , после чего часть керосина с массой Gdt и температурой $(T + \Delta T)$ подаётся в камеру сгорания 2, а оставшаяся масса $(k - 1)Gdt$ с температурой $(T + \Delta T)$ возвращается в бак. Масса керосина в баке $(m_0 - kGt)$, где t – время работы двигателя; m_0 – начальная масса горючего в баке.

Уравнение энергетического баланса для бака для бесконечно малого промежутка времени dt будет иметь вид

$$d[c(m_0 - Gt)T] = c(T + \Delta T)(k - 1)Gdt - cTkGdt, \quad (1)$$

где c – удельная массовая теплоёмкость керосина, Дж/(кг·К).

В этом уравнении левая часть представляет изменение внутренней энергии керосина в баке за промежуток dt . Первое слагаемое правой части характеризует внутреннюю энергию, вносимую в бак за время dt нагретым в каналах системы охлаждения керосином. Второе слагаемое правой части выражает внутреннюю энергию, выносимую из бака с керосином, уходящим в систему охлаждения.

Сокращая обе части уравнения (1) на G и c , приведём его к виду

$$d\left[\left(\frac{m_0}{G} - t\right)T\right] = (T + \Delta T)(k - 1)dt - Tk dt. \quad (2)$$

Раскроем скобки в левой части уравнения (2):

$$T d\left(\frac{m_0}{G} - t\right) + \left(\frac{m_0}{G} - t\right) dT = (T + \Delta T)(k-1) dt - T k dt.$$

Преобразуем последнее уравнение:

$$-T dt + \left(\frac{m_0}{G} - t\right) dT = (T + \Delta T)(k-1) dt - T k dt,$$

$$\left(\frac{m_0}{G} - t\right) dT = (T + \Delta T)(k-1) dt - T k dt + T dt,$$

$$\left(\frac{m_0}{G} - t\right) dT = (T + \Delta T)(k-1) dt - (k-1)T dt,$$

$$\left(\frac{m_0}{G} - t\right) dT = (k-1)(T + \Delta T - T) dt,$$

$$\left(\frac{m_0}{G} - t\right) dT = (k-1)\Delta T dt,$$

$$dT = (k-1)\Delta T \frac{dt}{\left(\frac{m_0}{G} - t\right)},$$

$$dT = -(k-1)\Delta T \frac{d\left(\frac{m_0}{G} - t\right)}{\left(\frac{m_0}{G} - t\right)}.$$

Интегрируя последнее выражение, получаем

$$T = -(k-1)\Delta T \ln\left(\frac{m_0}{G} - t\right) + C. \quad (3)$$

В уравнении (3) C – постоянная интегрирования; отношение $\frac{m_0}{G}$ – время, за которое опорожнится бак с начальной массой керосина m_0 , если из него подавать керосин в камеру сгорания с расходом G .

Постоянная C определяется из условия, что в начальный момент времени при $t = 0$ температура в баке равна T_0 . Подставляя это условие в (3), выразим C :

$$C = T_0 + (k-1)\Delta T \ln\left(\frac{m_0}{G}\right).$$

Подставляя C в (3), получаем

$$T = T_0 + (k-1)\Delta T \ln\left(\frac{m_0}{G}\right) - (k-1)\Delta T \ln\left(\frac{m_0}{G} - t\right).$$

После преобразования получаем

$$T = T_0 - (k-1)\Delta T \ln \left(\frac{\frac{m_0}{G} - t}{\frac{m_0}{G}} \right),$$

или

$$T = T_0 - (k-1)\Delta T \ln \left(1 - \frac{t}{m_0/G} \right). \quad (4)$$

Поскольку $\frac{m_0}{G}$ – это время, за которое опорожняется бак с массой керосина m_0 (время полёта ракеты), то $\frac{t}{m_0/G}$ – это относительное текущее время, которое обозначим как τ ($\tau \in [0; 1]$).

С учётом этого выражение (4) примет вид

$$T = T_0 - (k-1)\Delta T \ln(1-\tau),$$

или в безразмерном виде

$$\frac{T}{T_0} = 1 - (k-1)\frac{\Delta T}{T_0} \ln(1-\tau). \quad (5)$$

Выражение (5) устанавливает зависимость относительной температуры оставшегося в баке керосина (T/T_0) от относительного времени τ , нагрева керосина в канале системы охлаждения сопла ΔT и кратности циркуляции керосина k .

На рис. 2, 3 представлены графики этой зависимости. Например, для условий однозначности: $T_0 = 293$ К, $T_{пр} = T_{кш} = 423$ К (150°C), величина k равна 2 (рис. 2), а «дельта T » = $\Delta T = 100$ К (рис. 3).

Из этих графиков видно, что с течением времени температура керосина в баке будет возрастать, причём тем быстрее, чем больше нагрев керосина в канале системы охлаждения «дельта T » = ΔT и чем больше кратность циркуляции k .

Система подачи топлива в камеру сгорания в рассмотренном режиме будет работать до тех пор, пока керосин будет возвращаться в состояние жидкости. Предельным случаем этого режима будет момент времени τ_0 , когда после нагрева керосина в канале системы охлаждения он будет возвращаться в бак при нижней температуре кипения ($T_{кш} = 150^\circ\text{C}$). В этом случае температура керосина в баке будет $T = T_{кш} - \Delta T$.

Подставляя это значение T в (5), получим

$$\frac{T_{кш} - \Delta T}{T_0} = 1 - (k-1)\frac{\Delta T}{T_0} \ln(1-\tau_0).$$

Выразим из этого уравнения время τ_0 :

$$\tau_0 = 1 - \frac{1}{\exp\left(\frac{T_{кш} - T_0 - \Delta T}{(k-1)\Delta T}\right)}. \quad (6)$$

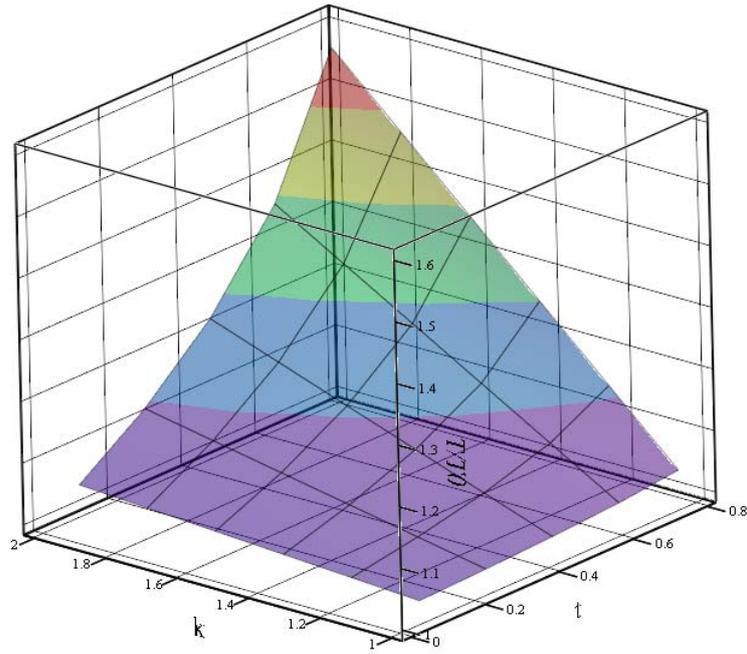


Рис. 2. Графическое изображение зависимости относительной текущей температуры керосина в баке T/T_0 от относительного времени t и кратности циркуляции керосина k

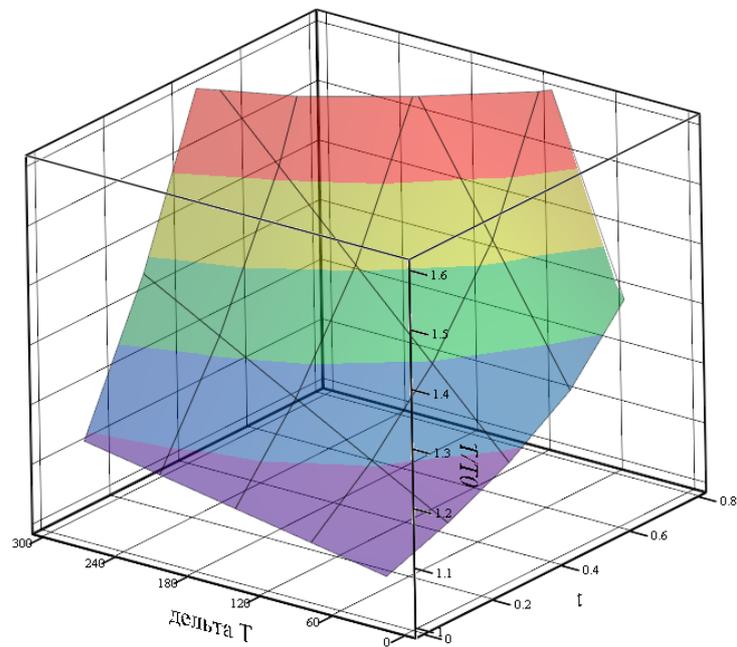


Рис. 3. Графическое изображение зависимости относительной текущей температуры керосина в баке T/T_0 от относительного времени t и величины нагрева керосина в канале системы охлаждения сопла «дельта T »

На рис. 4 изображена зависимость времени τ_0 от величины нагрева керосина в канале системы охлаждения сопла «дельта T » = ΔT и кратности циркуляции керосина k .

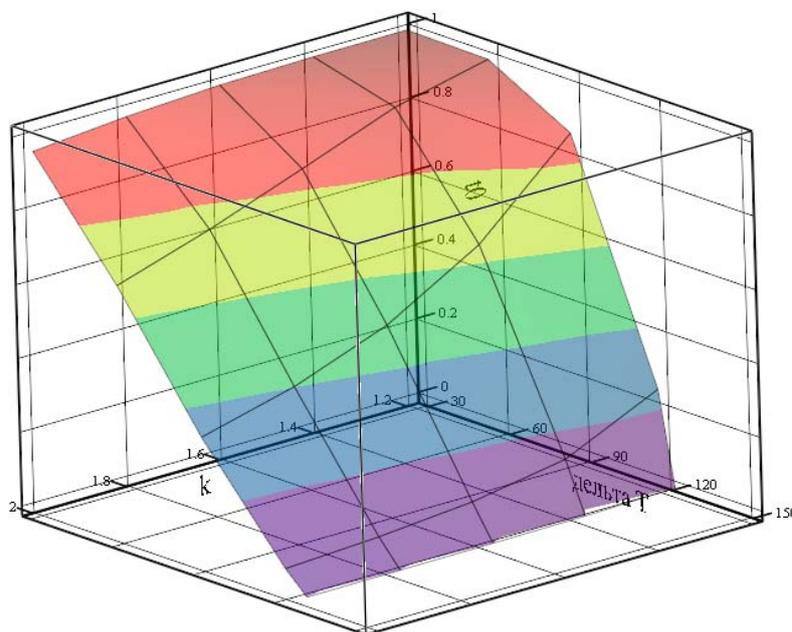


Рис. 4. Зависимость относительного времени τ_0 от величины нагрева керосина в канале системы охлаждения сопла «дельта T » = ΔT и кратности циркуляции керосина k

Из рис. 4 видно, что относительное время работы системы подачи керосина в жидкостном режиме τ_0 возрастает с уменьшением величины нагрева керосина в канале системы охлаждения сопла «дельта T » = ΔT и уменьшением кратности циркуляции керосина k .

При выводе зависимостей (5), (6) кратность циркуляции k и величина нагрева керосина в канале системы охлаждения сопла «дельта T » = ΔT рассматривались как независимые друг от друга величины. На самом деле между ними существует зависимость, причём можно предполагать, что увеличение кратности циркуляции k приведёт к снижению величины нагрева керосина ΔT . Эта зависимость устанавливается посредством проведения теплового расчёта системы охлаждения сопла. Для различных систем охлаждения (различных конфигурации и площади поперечного сечения канала, шаге навивки канала, толщине стенки канала и т.д.) эти зависимости будут различными. Наложение зависимости $\Delta T = f(k)$ на поверхность рис. 4 или подстановка её в уравнение (6) позволит получить однозначное соответствие между кратностью циркуляции k и величиной τ_0 . Установление этой зависимости для различных конфигураций системы охлаждения является задачей дальнейшего исследования.

В первом приближении, рассматривая величины k и ΔT как независимые и зная их значения, из (6) можно найти время τ_0 . Зная потребное относительное время работы системы подачи топлива в расчётном режиме, время работы двигателя и массовый расход керосина G , можно найти минимальное количество керосина в баке m_0 . Рассмотренная модель работы системы подачи топлива позволяет определить условия, при которых кратность циркуляции керосина в контуре охлаждения сопла обеспечивала бы использование в качестве материала стенки сопла выбранный материал.

Заключение

Разработанная математическая модель системы охлаждения двигателя, работающей на дополнительной циркуляции топлива между баком и соплом, позволяет определить условия, при которых кратность циркуляции керосина в контуре охлаждения сопла обеспечивает использование в качестве материала стенки сопла выбранный материал, и найти минимальное количество керосина в баке, необходимого для охлаждения сопла предлагаемым методом.

Библиографический список

1. Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения // *Техническая информация*. 2012. № 1-2 (1821-1822). С. 1-72.
2. Лаптев А.Г., Николаев Н.А., Башаров М.М. Методы интенсификации и моделирования тепломассообменных процессов. М.: Теплотехник, 2011. 335 с.
3. Сухов Е.В. Совершенствование конструкций и метода расчёта компактных спирально-змеевиковых узлов охлаждения компрессорных агрегатов. Дис. ... канд. техн. наук. Омск, 2012. 196 с.
4. Misra A. Composite materials for aerospace propulsion related to air and space transportation // In book: «Lightweight Composite Structures in Transport». Cambridge: Woodhead Publishing, 2016. P. 305-327.
5. Hiroyasu H., Arai M. Structures of fuel spray in diesel engines // *SAE Technical Paper Series*. 1990. DOI: 10.4271/900475
6. Chen Yu., Wang Yu., Bao Z., Zhang Q., Li X.-Y. Numerical investigation of flow distribution and heat transfer of hydrocarbon fuel in regenerative cooling panel // *Applied Thermal Engineering*. 2016. V. 98. P. 628-635. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.12.088
7. Moiseeva N.P., Pokhodun A.I. Investigation of the non-uniqueness and subrange in consistencies of ITS-90 using platinum resistance thermometers in the 0-961.78 °C range // *Temperature: Its Measurement s and Control in Science and Industry*. 1992. V. 6. P. 187-191.
8. Михайлов А.М. Паровая конверсия углеводородов как метод химической регенерации тепла // *Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета*. 2013. № 3 (178). С. 95-100.
9. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей: теория, расчёт и проектирование. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. 571 с.
10. Мякочин А.С., Яновский Л.С. Образование отложений в топливных системах силовых установок и методы их подавления. М.: Изд-во МАИ, 2001. 223 с.
11. Кутепов А.М., Стерман Л.С., Стюшин Н.Г. Гидродинамика и теплообмен при парообразовании. М.: Высшая школа, 1986. 448 с.
12. Чернов Г.И., Щербань К.В. Математическая модель теплоотдачи при течении углеводородного топлива в каналах системы охлаждения ЖРД и обоснование возможности её интенсификации // *Материалы XI Всероссийской научной конференции «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли» (30-31 мая 2017 г., Омск)*. Омск: ОмГТУ, 2017. С. 114-127.
13. Юша В.Л., Чернов Г.И., Щербань К.В. Влияние расхода и схемы движения углеводородного топлива в каналах системы охлаждения сопла и его расхода на температурные поля в различных элементах сопла // *Материалы XII Всероссийской научной конференции «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-*

космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли» (30 мая 2018 г., Омск). Омск: ОмГТУ, 2018. С. 133-147.

14. Юша В.Л., Чернов Г.И., Щербань К.В. Конструкция системы интенсификации теплообмена углеводородного топлива в охлаждающих каналах жидкостного ракетного двигателя // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 8 (701). С. 86-91. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-8-86-91

15. Шалай В.В., Щербань К.В. Разработка модернизированного экспериментального стенда для исследования систем охлаждения с интенсификацией в поле инерционных сил // Омский научный вестник. Серия «Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение». 2019. Т. 3, № 1. С. 73-81. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-1-73-81

MATHEMATICAL MODEL OF THE “TANK – NOZZLE” COOLING SYSTEM

© 2020

V. V. Shalay Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Oil and Gas Engineering, Standardization and Metrology Department, President of OmSTU;
Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk, Russian Federation;
info@omgtu.ru

K. V. Shcherban Research Fellow, Laboratory of Life Support Systems for Inhabited and Uninhabited Objects;
Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk, Russian Federation;
shcherban.kirill@gmail.com

The task of increasing heat transfer of hydrocarbon fuel in the channels of cooling systems of liquid rocket engines is a matter of current interest. The article discusses the results of developing a mathematical model of an engine cooling system operating on super-circulation of fuel between the tank and the nozzle. The model makes it possible to determine the conditions under which the ratio of kerosene circulation in the nozzle cooling circuit would ensure that the selected material is used as the nozzle wall material, to find the minimum amount of kerosene in the tank required for cooling the nozzle by the proposed method.

Liquid rocket engines; cooling system; heat transfer; heat exchange; turbulence transition.

Citation: Shalay V.V., Shcherban K.V. Mathematical model of the “tank – nozzle” cooling system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 87-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-87-95

References

1. Balmina R.V., Gubanov A.A., Ivan'kin M.A., Lapinskiy D.A. The state and prospects for the development of hypersonic weapons. *Tekhnicheskaya Informatsiya*. 2012. No. 1-2 (1821-1822). P. 1-72. (In Russ.)

2. Laptev A.G., Nikolaev N.A., Basharov M.M. *Metody intensifikatsii i modelirovaniya teplomassoobmennykh protsessov* [Methods of intensification and modeling of heat and mass transfer processes]. Moscow: Teplotekhnika Publ., 2011. 335 p.

3. Sukhov E.V. *Sovershenstvovanie konstruktsiy i metoda rascheta kompaktnykh spiral'no-zmeevikovykh uzlov okhlazhdeniya kompressornykh agregatov. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Improvement of designs and calculation method for compact spiral-coil cooling systems of compressor units]. Omsk, 2012. 196 p.

4. Misra A. Composite materials for aerospace propulsion related to air and space transportation. In book: «*Lightweight Composite Structures in Transport*». Cambridge: Woodhead Publishing, 2016. P. 305-327.
5. Hiroyasu H., Arai M. Structures of fuel spray in diesel engines. *SAE Technical Paper Series*. 1990. DOI: 10.4271/900475
6. Chen Yu., Wang Yu., Bao Z., Zhang Q., Li X.-Y. Numerical investigation of flow distribution and heat transfer of hydrocarbon fuel in regenerative cooling panel. *Applied Thermal Engineering*. 2016. V. 98. P. 628-635. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.12.088
7. Moiseeva N.P., Pokhodun A.I. Investigation of the non-uniqueness and subrange in consistencies of ITS-90 using platinum resistance thermometers in the 0-961.78 °C range. *Temperature: Its Measurement s and Control in Science and Industry*. 1992. V. 6. P. 187-191.
8. Mikhaylov A.M. Steam reforming of hydrocarbons as a method of chemical heat recovery. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal*. 2013. No. 3 (178). P. 95-100. (In Russ.)
9. Dorofeev A.A. *Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigateley: teoriya, raschet i proektirovanie* [Fundamentals of the theory of thermal rocket engines: theory, calculation and design]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2014. 571 p.
10. Myakochin A.S., Yanovskiy L.S. *Obrazovanie otlozheniy v toplivnykh sistemakh silovykh ustanovok i metody ikh podavleniya* [Formation of deposits in fuel systems of power plants and methods for their suppression]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2001. 223 p.
11. Kutepov A.M., Sterman L.S., Styushin N.G. *Gidrodinamika i teploobmen pri paroobrazovanii* [Hydrodynamics and heat transfer during vaporization]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1986. 448 p.
12. Chernov G.I., Shcherban K.V. Matematicheskaya model' teplootdachi pri techenii uglevodorodnogo topliva v kanalakh sistemy okhlazhdeniya ZhRD i obosnovanie vozmozhnosti ee intensivifikatsii. *Materialy XI Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii «Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli» (May, 30-31, 2017, Omsk)*. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2017. P. 114-127. (In Russ.)
13. Yusha V.L., Chernov G.I., Shcherban K.V. Vliyanie raskhoda i skhemy dvizheniya uglevodorodnogo topliva v kanalakh sistemy okhlazhdeniya sopla i ego raskhoda na temperaturnye polya v razlichnykh elementakh sopla. *Materialy XII Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii «Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli» (May, 30, 2018, Omsk)*. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2018. P. 133-147. (In Russ.)
14. Yusha V.L., Chernov G.I., Shcherban K.V. Design of a heat transfer intensification system for hydrocarbon fuel in the cooling channels of the liquid rocket engine. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 2018. No. 8 (701). P. 86-91. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2018-8-86-91
15. Shalay V.V., Shcherban K.V. Design of modernized test bench for analysis of cooling systems with intensification under inertial forces field. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2019. V. 3, no. 1. P. 73-81. (In Russ.). DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-1-73-81

ПРИВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОЛНЕЧНУЮ ОРИЕНТАЦИЮ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ОДНООСНОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА

© 2020

М. Г. Шипов начальник сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
maxim.shipov@gmail.com

А. А. Стеклова начальник сектора разработки систем ориентации;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
steklova_aa@mail.ru

А. А. Давыдов ведущий инженер-конструктор сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
arrtttem@mail.ru

Исследован алгоритм разворота космического аппарата из исходного произвольного углового положения с произвольной угловой скоростью в ориентированное на Солнце положение. Определён минимально необходимый приборный состав системы управления движением с целью обеспечения поддержания солнечной ориентации: солнечный датчик, одноосный измеритель угловой скорости, жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Представлено решение задачи определения вектора угловой скорости космического аппарата по измерениям отклонения оптической оси солнечного датчика от направления на Солнце и одноосного измерителя угловой скорости. Определены условия, при которых формируется управляющее воздействие на ракетные двигатели с целью изменения величины вектора угловой скорости для попадания Солнца в поле зрения солнечного датчика или для стабилизации космического аппарата. Выполнено математическое моделирование системы управления угловым движением космического аппарата, начальный вектор состояния которого неизвестен. Результаты математического моделирования подтвердили эффективность в части сокращения затрат рабочего тела и быстродействия предложенного алгоритма. По сравнению с известными методами решения задачи гашения угловой скорости, например длительный процесс с использованием магнитной системы или быстрый штатный процесс с использованием трёхосного измерителя угловой скорости и ракетных двигателей, в работе получено такое же время процесса гашения угловых скоростей, как и в штатном процессе, однако при этом одновременно решена задача приведения космического аппарата в солнечную ориентацию.

Космический аппарат; гашение угловой скорости; солнечная ориентация; управление угловым движением; жидкостные ракетные двигатели малой тяги; солнечный датчик; одноосный измеритель угловой скорости.

Цитирование: Шипов М.Г., Стеклова А.А., Давыдов А.А. Приведение космического аппарата в солнечную ориентацию по измерениям одноосного датчика угловой скорости и оптического солнечного датчика // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 96-105. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-96-105

Введение

Решается задача совмещения участка гашения угловой скорости (ГУС) космического аппарата (КА) с одновременным совмещением вектора направления на Солнце с оптической осью солнечного датчика (СД) при использовании одноосного измерителя угловой скорости (ОИУС). Существуют частные решения задачи ГУС космического аппарата без использования информации об угловой скорости [1; 2] и решение задачи поиска Солнца [3]. Недостатком алгоритмов ГУС является большая длительность процесса гашения угловой скорости (до нескольких часов или суток в

зависимости от начальной величины угловой скорости КА). Задача поиска Солнца решается, как правило, при близкой к нулю угловой скорости КА, т.е. после завершения участка ГУС. Задача ГУС может быть быстро решена (за время менее двух минут) с использованием трёхосного измерителя угловой скорости и жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). Однако в этом случае в дальнейшем требуется решать задачу приведения в солнечную ориентацию.

За счёт совмещения участков ГУС и поиска Солнца в предложенном алгоритме длительность решения задачи приведения в солнечную ориентацию выполняется за время не более полутора часов, в том числе за счёт исключения специальных вращений КА для просмотра небесной сферы с целью поиска Солнца.

Приведение космического аппарата в солнечную ориентацию

В начальный момент времени в системе управления движением КА отсутствует информация о параметрах его углового движения. При использовании одноосного измерителя угловой скорости невозможно восстановить вектор угловой скорости движения КА. Солнечный датчик является оптико-электронным прибором щелевого типа с ограниченным полем зрения. Рассматривается случай, когда в момент включения СД в его поле зрения отсутствует Солнце, т.е. угловое положение КА относительно Солнца является неизвестным.

В качестве начального состояния считаем, что КА на момент включения алгоритма вращается с некоторой угловой скоростью отличной от нуля. В какой-то момент времени траектория движения Солнца относительно КА пересекает поле зрения СД. В этом случае СД формирует признаковую информацию о наличии Солнца в его поле зрения и вектор направления на Солнце. Отсутствие попадания Солнца на заданном интервале времени (световая часть одного витка составляет 60 минут) свидетельствует о недостаточной величине угловой скорости КА, требуемой для просмотра всей небесной сферы. В этом случае создаётся управляющее воздействие с использованием исполнительных органов для увеличения значения проекции угловой скорости с целью обеспечения возможности просмотра всей небесной сферы на интервале световой части одного витка полёта КА.

Угловое движение КА рассматривается в системе координат, связанной с его центром масс (ССК). В ориентированном на Солнце положении ось $Y_{ССК}$ направлена на Солнце, оси $X_{ССК}$ и $Z_{ССК}$ лежат в плоскости, перпендикулярной направлению на Солнце. Для СД определена приборная система координат (ПСК), в которой полю зрения соответствует плоскость $X_{ПСК}OY_{ПСК}$. Ось $Z_{ПСК}$ направлена на Солнце. Информация о векторе направления на Солнце формируется по двум углам: α – угол между направлением оси $Z_{ПСК}$ СД и проекцией вектора направления на Солнце на плоскость $X_{ПСК}OZ_{ПСК}$ СД; β – угол между направлением оси $Z_{ПСК}$ СД и проекцией вектора направления на Солнце на плоскость $Y_{ПСК}OZ_{ПСК}$ СД. В приведённом случае системы координат ПСК СД и ССК не совпадают. ОИУС расположен в ССК таким образом, что направление измеряемой угловой скорости не совпадает ни с одной из осей ССК. В качестве исполнительных органов системы управления движением предусматриваются ЖРДМТ.

Предположим, что СД позволяет определить трёхмерный вектор направления на Солнце. Тогда вектор угловой скорости КА в проекциях на оси ССК может быть определён из соотношения:

$$r_2 = M M_\omega M^T r_1. \quad (1)$$

Здесь r_2 – вектор направления на Солнце в ПСК СД на момент времени $t + \Delta t$, Δt – дискретность работы алгоритма управления; r_1 – вектор направления на Солнце в ПСК СД на момент времени t ;

$$M = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} - \text{матрица направляющих косинусов, характеризующая}$$

положение ПСК СД в ССК;

M_ω – матрица, характеризующая конечный поворот КА за малый интервал времени Δt :

$$M_\omega = \begin{pmatrix} 1 & \Delta\varphi_z & -\Delta\varphi_y \\ -\Delta\varphi_z & 1 & \Delta\varphi_x \\ \Delta\varphi_y & -\Delta\varphi_x & 1 \end{pmatrix}, \text{ где } \Delta\varphi_x = \omega_x \Delta t; \Delta\varphi_y = \omega_y \Delta t; \Delta\varphi_z = \omega_z \Delta t.$$

Преобразуем (1), умножив обе части слева последовательно вначале на M^T и затем на M_ω^T , и прибавим и вычтем единичную матрицу E из матрицы M_ω^T .

В результате получим:

$$\begin{aligned} (M_\omega^T + E - E)M^T r_2 &= M^T r_1; \\ (M_\omega^T - E)M^T r_2 + M^T r_2 &= M^T r_1; \\ (M_\omega^T - E)M^T r_2 &= M^T (r_1 - r_2). \end{aligned}$$

Из полученной разности $M_\omega^T - E$ вынесем Δt :

$$\begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} M^T r_2 \Delta t = M^T (r_1 - r_2).$$

Обозначим $a = M^T r_2 \Delta t$, $b = M^T (r_1 - r_2)$;

$$a = \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_2^x m_{11} + r_2^y m_{21} + r_2^z m_{31} \\ r_2^x m_{12} + r_2^y m_{22} + r_2^z m_{32} \\ r_2^x m_{13} + r_2^y m_{23} + r_2^z m_{33} \end{pmatrix} \Delta t;$$

$$b = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11}(r_1^x - r_2^x) + m_{21}(r_1^y - r_2^y) + m_{31}(r_1^z - r_2^z) \\ m_{12}(r_1^x - r_2^x) + m_{22}(r_1^y - r_2^y) + m_{32}(r_1^z - r_2^z) \\ m_{13}(r_1^x - r_2^x) + m_{23}(r_1^y - r_2^y) + m_{33}(r_1^z - r_2^z) \end{pmatrix}.$$

Тогда полученное выражение можно записать в виде:

$$\begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} a = b.$$

Введя обозначение для вектора угловой скорости КА $\omega = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}^T$, полученное выражение перепишем в виде:

$$\begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \end{pmatrix} \omega = b.$$

Обозначим через A матрицу, стоящую в левой части полученного выражения:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \end{pmatrix}.$$

С учётом этого обозначения после умножения слева обеих частей полученного выражения на матрицу, обратную матрице A , будем иметь окончательное выражение для вектора угловой скорости КА в виде:

$$\omega = A^{-1}b. \quad (2)$$

Поскольку выходная информация солнечного датчика содержит информацию о двух углах, по которым не представляется возможным определить три проекции вектора угловой скорости, обратная матрица в выражении (2) не существует. В связи с этим дополним имеющуюся систему уравнений уравнением для проекции вектора угловой скорости на чувствительную ось ОИУС :

$$\begin{cases} A\omega = b \\ \text{ст}\omega = w_{\text{ОИУС}} \end{cases}, \quad (3)$$

где $\text{ст} = [c_1, c_2, c_3]$ – проекции оси ОИУС на оси ССК; $w_{\text{ОИУС}}$ – измерение угловой скорости КА, полученное с ОИУС.

Объединив систему уравнений (3) в матричное выражение, получим:

$$\begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ w_{\text{ОИУС}} \end{pmatrix}.$$

Отсюда путём исключения третьей строки получаем следующее равенство:

$$\begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ w_{OИВС} \end{pmatrix}.$$

Тогда искомый вектор угловой скорости будет равен:

$$\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ w_{OИВС} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Уравнение углового движения космического аппарата в общем виде представляется в виде:

$$j\dot{\omega} + \omega(j\omega) - M_{\Sigma} = 0.$$

Здесь j – матрица размерности 3×3 , характеризующая моменты инерции КА; ω – вектор абсолютной угловой скорости КА в проекциях на его связанные оси; $M_{\Sigma} = M_{УПР} + M_{ВОЗМ}$, $M_{УПР}$ – управляющий момент, создаваемый ЖРДМТ, $M_{ВОЗМ}$ – возмущающий момент, действующий на КА и включающий в себя гравитационный и аэродинамический моменты.

Возмущающие моменты по величине на несколько порядков меньше управляющего момента и поэтому из дальнейшего рассмотрения исключаются.

При использовании ЖРДМТ управляющий момент $M_{УПР}$ формируется в соответствии со следующим соотношением:

$$M_{УПР} = Pl,$$

где P – суммарный вектор тяги ЖРДМТ; $l = [l_x, l_y, l_z]^T$ – вектор-столбец, составленный из плеч между центром масс КА и ЖРДМТ по соответствующему каналу управления.

Требуемая продолжительность включения ЖРДМТ формируется в соответствии со следующим векторным соотношением:

$$\tau = k\varphi\Delta\varphi + k\omega\Delta\omega. \quad (5)$$

Здесь $\Delta\varphi$ – аргумент управления по углу (рассогласование текущего и заданного углового положения); $\Delta\omega = \omega$ – аргумент управления по скорости (рассогласование текущей и заданной ($\omega_{зад} = \bar{0}$) угловой скорости); $k\varphi, k\omega$ – коэффициенты управления по углу ($[c^\circ]$) и по угловой скорости ($[c^2/\circ]$); $\tau = \{\tau_X^{ССК}, \tau_Y^{ССК}, \tau_Z^{ССК}\}$ – длительности включения ЖРДМТ по соответствующим осям ССК.

В (5) остаётся неизвестным вектор $\Delta\varphi$, характеризующий требуемое угловое положение КА. По информации, формируемой СД об угле α , обеспечивается управление по углу вокруг оси $Y_{ПСК}$, а информация об угле β позволяет обеспечить управление по углу вокруг оси $X_{ПСК}$.

Для вектора $\Delta\varphi$ справедливо соотношение:

$$\Delta\varphi = M \begin{pmatrix} \beta \\ \alpha \\ 0 \end{pmatrix},$$

где M – матрица направляющих косинусов из (1).

Результаты математического моделирования

Моделируемый КА обладает следующими характеристиками.

Моменты инерции КА [кг·м²]:

$$j = \begin{pmatrix} 3300 & 0 & 0 \\ 0 & 8500 & 0 \\ 0 & 0 & 9400 \end{pmatrix}.$$

На КА устанавливаются два солнечных датчика, каждый из которых имеет поле зрения $120 \times 60^\circ$ в плоскости $XOY_{ПСК}$. Солнечные датчики располагаются на КА таким образом, что их оптические оси $Z_{ПСК}$ повернуты от нормали к плоскости панелей батарей солнечных ($Y_{ССК}$) на углы $\pm 35^\circ$. Ось $Y_{ПСК}$ параллельна оси $X_{ССК}$ и противоположна ей. Суммарное поле зрения двух СД составляет $60 \times 190^\circ$.

Матрицы направляющих косинусов, характеризующих положение ПСК СД1, 2 в ССК, имеют вид:

$$M_1^T = \begin{pmatrix} -0.819152044 & 0 & 0.573576436 \\ 0.573576436 & 0 & 0.819152044 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \quad M_2^T = \begin{pmatrix} 0.819152044 & 0 & -0.573576436 \\ 0.573576436 & 0 & 0.819152044 \\ 0 & -1 & 0 \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим характеристики ЖРДМТ.

Минимальная длительность включения ЖРДМТ составляет 60 мс, что соответствует приращению управляющего момента в соответствующем канале на величину 0.54 Н·м. Максимальная длительность включения ЖРДМТ равняется дискретности работы алгоритма управления (250 мс), и в этом случае ЖРДМТ работает в непрерывном режиме с управляющим моментом 2.26 Н·м.

Для рассматриваемого КА определена следующая зависимость аргументов управления по углу от углов α и β :

$\Delta\varphi = [-0.81915204429 \cdot \beta; 0.57357643635 \cdot \beta; -\alpha]$ при наличии Солнца в поле зрения СД1;

$\Delta\varphi = [0.81915204429 \cdot \beta; 0.57357643635 \cdot \beta; \alpha]$ при наличии Солнца в поле зрения СД2.

Выбраны коэффициенты управления:

$$k_i = 8.6 \text{ [с/рад]}, \quad k_\omega = 34.4 \text{ [с}^2\text{/рад]}.$$

Вектор начальных угловых скоростей: $\omega = \{1.5, 1.5, 1.5\}^\circ/\text{с}$.

Результаты работы алгоритма приведены на рис. 1 – 8.

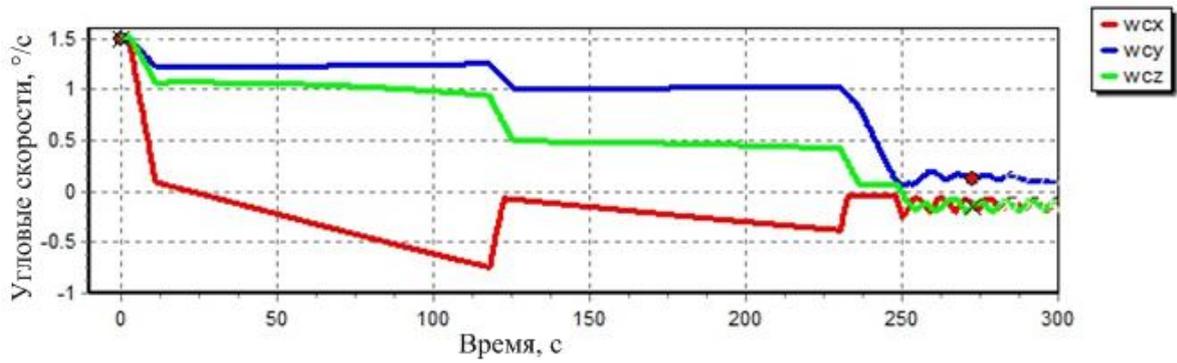


Рис. 1. График составляющих вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

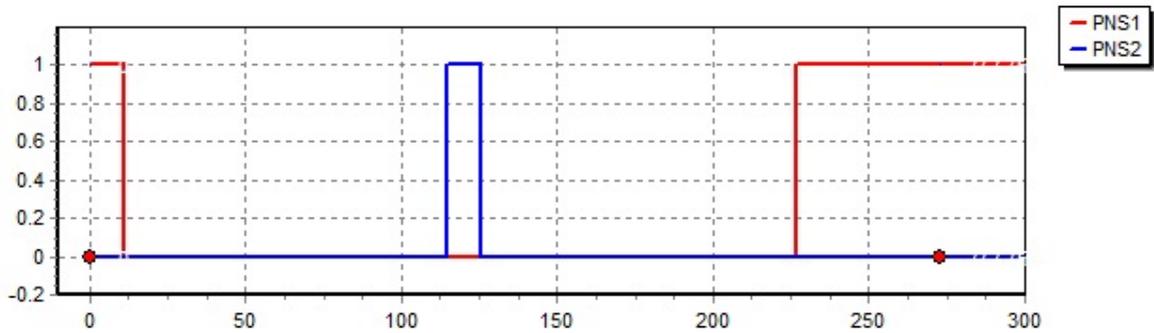


Рис. 2. График признаков наличия Солнца в поле зрения СД1 (PNS1) и СД2 (PNS2)

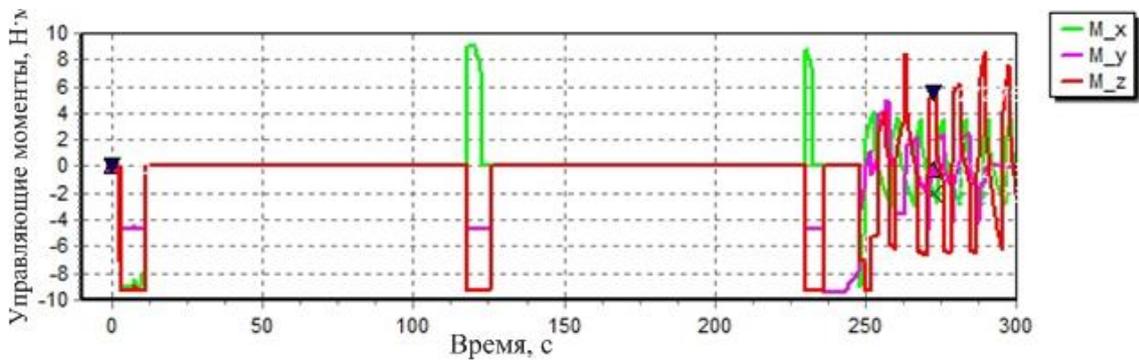


Рис. 3. График составляющих вектора управляющего момента ЖРДМТ, действующего на КА, в проекциях на оси ССК

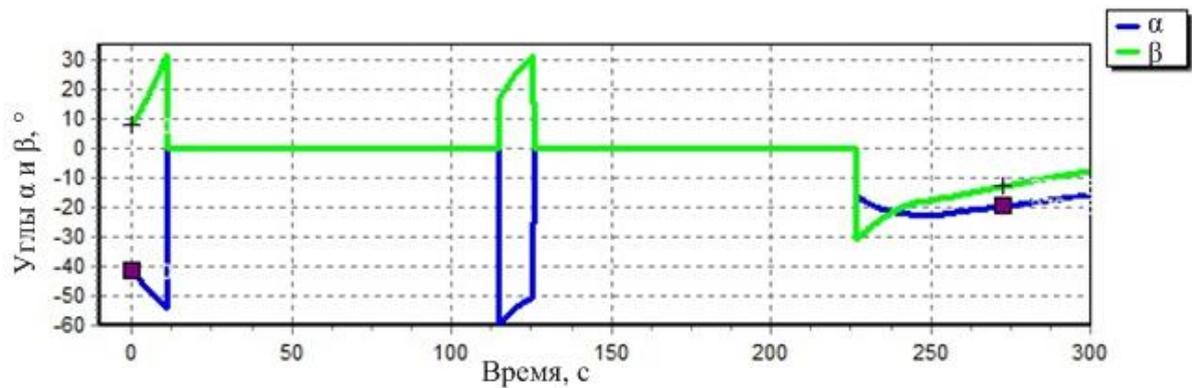


Рис. 4. График изменения углов α и β , получаемых с СД

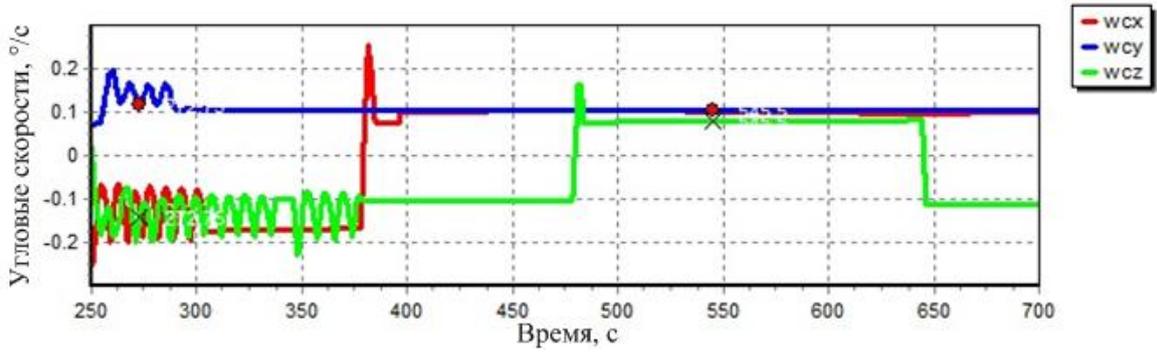


Рис. 5. График составляющих вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

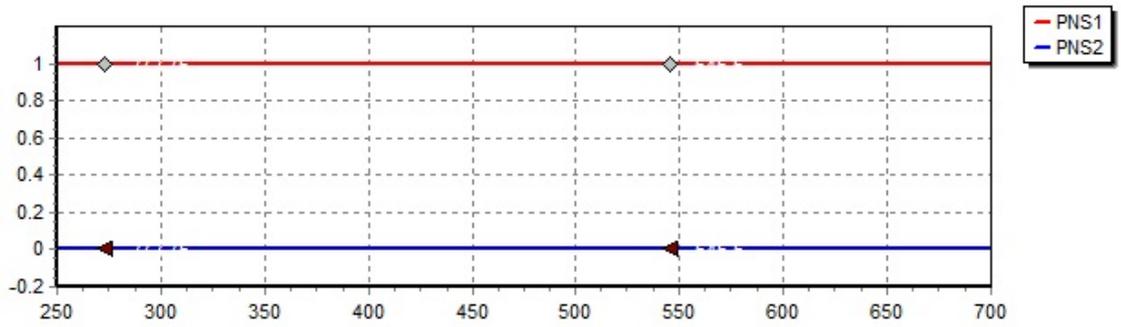


Рис. 6. График признаков наличия Солнца в поле зрения СД1 (PNS1) и СД2 (PNS2)

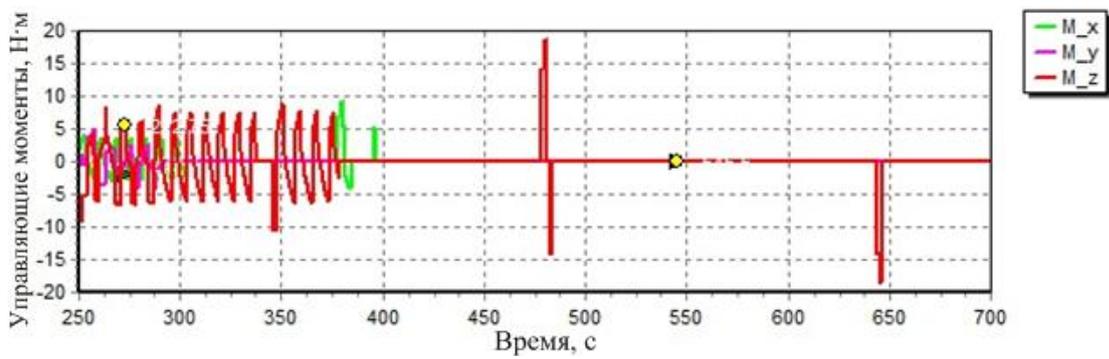


Рис. 7. График составляющих вектора управляющего момента ЖРДМТ, действующего на КА, в проекциях на оси ССК

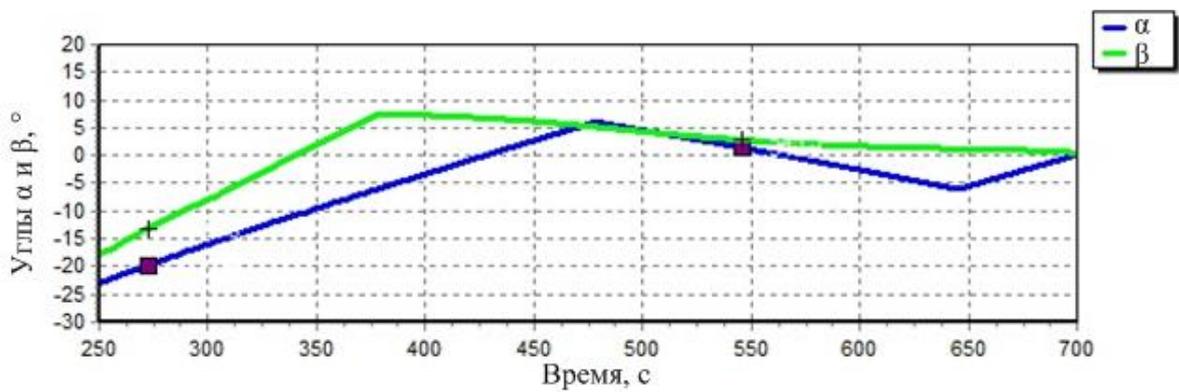


Рис. 8. График изменения углов α и β , получаемых с СД

На рис. 1 – 4 показана работа алгоритма от включения и до завершения процесса ГУС, на рис. 5 – 8 показано продолжение процесса управления после завершения участка ГУС. Как видно из рис. 1, процесс гашения угловой скорости реализуется на трёх интервалах наличия Солнца в поле зрения СД1 или СД2 за время не более 250 с. Из рис. 2 видно, что в начале работы алгоритма при угловой скорости больше $1^\circ/\text{с}$ (рис. 1) Солнце попадает в поле зрения хотя бы одного из приборов на интервалах времён не более 15 с – по началу участка в поле зрения СД1, на интервале времени от 115 до 125 с – в поле зрения СД2. На рис. 3 показано формирование управляющего момента на этих интервалах времени. Управляющий момент формируется до момента времени ≈ 400 с (рис. 7), что соответствует управлению по уменьшению углов α и β .

После времени 225 с наблюдается постоянное наличие Солнца в поле зрения СД1 (рис. 6). Из рис. 4, 8 видно, что углы α и β убывают (по модулю) и после времени 350 с не превосходят значения 10° , т.е. оптическая ось солнечного датчика направлена на Солнце с погрешностью по углу $\approx 14^\circ$ и не более $0.2^\circ/\text{с}$ по угловой скорости (рис. 5). Далее КА стабилизируется в этом положении. Таким образом, при достаточно больших начальных угловых скоростях КА участок ГУС с приведением в ориентированное на Солнце положение завершён за время менее 6 минут.

Заключение

Предложен алгоритм приведения космического аппарата в солнечную ориентацию по измерениям одноосного датчика угловой скорости и солнечного датчика с использованием жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Применение данного алгоритма обеспечивает стабильное функционирование космического аппарата в ориентированном на Солнце положении с целью обеспечения энергобаланса при наличии солнечного датчика и одноосного измерителя угловой скорости, в том числе и в случае частичного отказа трёхосного измерителя угловой скорости.

Библиографический список

1. 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
2. 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.
3. Беленький А.Д., Васильев В.Н., Семёнов М.Е. Режим ориентации на Солнце космического аппарата «Метеор-М» № 2 // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2015. Т. 147, № 4. С. 29-37.

BRINGING SPACECRAFT INTO SOLAR-ORIENTED ATTITUDE BY THE MEASUREMENTS OF A SINGLE-AXIS ANGULAR-RATE SENSOR AND AN OPTICAL SOLAR SENSOR

© 2020

- M. G. Shipov** Head of the Department of the Development of Spacecraft Motion Control Systems and Spacecraft Center-of-Mass Motion;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
maxim.shipov@gmail.com
- A. A. Steklova** Chief of the Sector of the Development of Orientation Systems;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
steklova_aa@mail.ru
- A. A. Davydov** Leading Design Engineer of the Department of the Development of Spacecraft Motion Control Systems and Spacecraft Center-of-Mass Motion;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
arrtttem@mail.ru

The algorithm of the turn of the spacecraft from an initial arbitrary angular position at an arbitrary angular rate to a solar-oriented attitude is investigated. Minimum essential equipment of the motion control system required for the purpose of ensuring maintenance of solar orientation is defined: a solar sensor, a single-axis angular-rate sensor, low-thrust liquid rocket engines. A solution of the problem of defining the spacecraft angular rate vector by the measurements of the deviation of the optical axis of the solar sensor from the sun vector and the single-axis angular-rate sensor is presented. The conditions under which control action on the rocket engines for the purpose of changing the value of the angular-rate vector for the Sun to get into the field of viewing of the solar sensor or for the spacecraft stabilization are defined. Mathematical modeling of the spacecraft attitude control system with the unknown initial state vector of motion is carried out. The results of mathematical modeling confirmed the efficiency of the proposed algorithm in terms of reducing propellant fuel consumption and high-speed performance. In comparison with the known methods of solving the problem of reducing angular speed (a lengthy process with the use of a magnetic system or a fast process with the use of a three-axis angular-rate sensor and rocket engines) the duration of the process of reducing angular speeds is the same as in normal operation, however, at the same time the problem of bringing spacecraft into the solar-oriented attitude is solved.

Spacecraft; angular speed reduction; solar-oriented attitude; attitude control; low-thrust liquid rocket engine; solar sensor; single-axis angular-rate sensor.

Citation: Shipov M.G., Steklova A.A., Davydov A.A. Bringing spacecraft into solar-oriented attitude by the measurements of a single-axis angular-rate sensor and an optical solar sensor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 96-105. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-96-105

References

1. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127
2. 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.)
3. Belenky A.D., Vasilyev V.N., Semyonov M.E. Solar pointing mode of the Meteor-M no. 2 satellite. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2015. V. 147, no. 4. P. 29-37. (In Russ.)

ЦИКЛИЧЕСКОЕ СЖАТИЕ МНОГОСЛОЙНОГО МНОГОПРОЛЁТНОГО ГОФРИРОВАННОГО ПАКЕТА С УЧЁТОМ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ ЕГО ЛЕНТ

© 2020

Р. И. Алкеев доцент кафедры инженерной графики;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
wild_cat_ruru@mail.ru

В. И. Сусликов кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции
и проектирования двигателей летательных аппаратов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
suslikov_v_i@yandex.ru

И. Д. Эскин кандидат технических наук, доцент кафедры инженерной графики;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
Izold.eskinid@mail.ru

Методом конечных элементов с использованием редактора «Ansys» выполнено решение задачи о циклическом сжатии однослойного и многослойного гофра и однослойного многопролётного гофра. Эту задачу можно рассматривать как первую часть общей сложной нелинейной задачи о циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета с сухим трением на контактных поверхностях. Выполнен анализ известных опубликованных решений этой задачи. Важность решения задачи объясняется наличием удачных примеров практического применения в области авиа- и ракетного двигателестроения в качестве демпфирующих устройств. Известные решения задачи получены для циклического сжатия многослойного многопролётного пакета в области его упругих деформаций и для одной и той же геометрической формы гофра. Актуальной для разработки противоударных демпфирующих устройств одноразового действия, повышающих пассивную безопасность автомобиля – бамперных защитных устройств, является задача улучшения массовой характеристики устройства. Она может быть решена применением однослойных или двух, трёхслойных многопролётных пакетов с оптимально подобранной геометрической формой гофра, деформируемых в упругопластической области. Поэтому задачи решены с учётом упругопластической деформации гофров для любой их геометрической формы. Полученные решения позволяют построить любые процессы загрузки в поле упругогистерезисных петель пакета. Исследовано влияние параметров гофрированного пакета на его упругофрикционные характеристики, в том числе формы гофра и наличия зазоров между лентами пакета в вершинах их гофров.

Однослойный и многослойный гофр; однослойный многопролётный гофр; циклическое сжатие; пластические деформации; метод конечных элементов.

Цитирование: Алкеев Р.И., Сусликов В.И., Эскин И.Д. Циклическое сжатие многослойного многопролётного гофрированного пакета с учётом пластической деформации его лент // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 106-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-106-117

Введение

Эффект рассеивания энергии при сжатии пакета гофрированных лент за счёт проскальзывания лент относительно опорных поверхностей с реализацией сил трения известен давно. Кольцевые многослойные, многопролётные, гофрированные пакеты используются в качестве демпферов опор роторов в авиационных двигателях НК8, НК8-4, НК22, НК144; турбонасосных агрегатах (ТНА) ракетных двигателей; в качестве разгрузочного устройства демпферов опор роторов авиационных газотурбинных двигателей

(ГТД) [1]. В газотурбинных двигателях применяются пакеты кольцевых лент в опорах трубопроводов [2] для снижения их вибраций. В последнее время появились патенты РФ на конструкции блисков роторов компрессоров ГТД с оригинальными конструкциями демпферов [3] для гашения вибраций их рабочих лопаток и длинных пустотелых широкохордых лопаток вентиляторов авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей (ДТРД) [4], на бамперные и пенальные устройства, защищающие автомобиль, водителя и пассажиров при аварии [5 – 9]. Многослойные гофрированные пакеты применяются также в качестве упругих элементов, создающих сдвливающую нагрузку между слоями рессор [10].

Такое широкое использование многослойных гофрированных пакетов объясняется тем, что они обладают высокими упругофрикционными характеристиками (УФХ). Максимальный коэффициент рассеивания при циклическом сжатии этих пакетов $\psi_{\max} = 3,5$, а у многослойных рессор, сдвливающая нагрузка между слоями которых создана выпрямлением гофров гофрированных слоёв этих рессор, при их циклическом изгибе $\psi_{\max} = 5$ [11].

Циклическое сжатие многослойных гофрированных пакетов исследовалось во многих работах. В диссертационной работе [11] экспериментально исследовано циклическое сжатие двустороннего упругогистерезисного упора, составленного из двух двухпролётных многослойных гофрированных пакетов. Показано, что эти упоры во всём практически важном диапазоне параметров этих пакетов, в диапазоне деформаций, когда физическая нелинейность системы невелика, приближённо подобны по упругофрикционным свойствам. Для этих упоров в этом диапазоне деформаций пакетов в критериальных координатах «безразмерная сила – безразмерная деформация» построено единое обобщённое поле упругогистерезисных петель и численно методом Рунге – Кутты решена задача о вынужденных колебаниях массы, подвешенной на этом двустороннем упругогистерезисном упоре.

В [12] методом Галеркина решены задачи о циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета между двумя параллельными жёсткими плитами и циклического одноосного нагружения кольцевого многослойного многопролётного гофрированного пакета. Недостатком этих решений является аппроксимация повторных процессов нагрузки и разгрузки пакета, при которых происходит постепенное проскальзывание вершин гофров относительно плит или корпуса и втулки демпфера, процессом с бесконечной жёсткостью. Это приводит к большим ошибкам при определении УФХ кольцевых пластинчатых демпферов опор роторов ГТД и ТНА, амплитуда деформаций гофров которых не превышает 0,1...0,2 мм.

В работах [13;14] методом Галеркина решена задача о циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета между двумя параллельными жёсткими плитами. В [13] получены аналитические соотношения, позволяющие расчётным путём построить поле упругогистерезисных петель пакета (любой нагрузочный или разгрузочный процесс в этом поле). В [14] получено более простое аналитическое решение этой задачи и в широком диапазоне параметров проведено её экспериментальное и расчётное исследование. Особенностью этого экспериментального исследования является то, что гофрированные ленты изготавливались по способу, предложенному в [6]. Ленты гофрировались с начальным выгибом гофра, бóльшим остаточного выгиба гофра f . Затем пакет гофрированных лент нагружался до полного выпрямления его гофров и полностью разгружался. В эксперименте при циклическом сжатии в диапазоне деформаций $0 \leq y \leq f$ пакет нагружался и разгружался по стабильным процессам. Показано, что результаты расчёта по упругой модели циклического сжатия гофрированного пакета [13] хорошо совпадают с результатами эксперимента во всём исследо-

ванном диапазоне параметров гофрированных пакетов с числом гофров m от 1 до 17. Результаты расчёта по более простой упругой модели [14] совпадают с результатами эксперимента при $m \geq 10$.

Это решение может быть использовано для расчёта параметров бамперного и пенальных защитных устройств автомобилей, для определения УФХ демпфирующих устройств длинных пустотелых широкохордовых лопаток вентиляторов авиационных ДТРД, для определения сдвигивающей нагрузки в многослойной рессоре, для расчёта процессов сборки демпфирующих устройств с многослойными, многопролётными, гофрированными пакетами и может оказаться полезным в ряде других случаев.

В [14] показано, что при циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета между двумя абсолютно жёсткими плитами преобладающая часть энергии рассеивается за счёт работы сил сухого трения при проскальзывании вершин гофров пакета относительно жёстких плит и процессы нагружения многопролётного пакета из n гофрированных лент при его упругой деформации достаточно точно описываются циклическим сжатием одной гофрированной ленты с такими же числом пролётов m , шагом t , начальным выгибом гофра f , шириной ленты b , модулем упругости E и коэффициентом трения μ .

Поэтому предпочтительно применять в бамперных защитных устройствах автомобилей блоки с одной гофрированной лентой, установленной с каждой стороны гладкой ленты. Это позволяет в тех же самых габаритных размерах бамперного защитного устройства разместить большее число последовательно соединённых блоков и, следовательно, существенно увеличить суммарную величину взаимных проскальзываний с сухим трением в упругогистерезисном элементе бамперного защитного устройства – пакете, собранном из блоков, а следовательно увеличить и величину энергии, рассеиваемой упругогистерезисным элементом. В некоторых случаях с целью улучшения прочностной характеристики упругогистерезисного элемента полезно применить блоки с пакетами, собранными из небольшого количества гофрированных лент (не более двух).

Постановка задачи

При одностороннем сжатии пакета на каждую j -ю половину гофра действует продольная сила величиной

$$\mu \left(\sum_{i=1}^{j-1} P_i + \frac{P_j}{2} \right), \quad (1)$$

где j – номер половины гофра, отсчитываемый от крайней свободной половины гофра к закреплённой половине; P_j – сила, действующая на j -й гофр в направлении оси u ; μ – коэффициент трения скольжения.

Из (1) видно, что продольная сила, которую должен преодолеть j -й гофр пакета, чтобы его вершина сместилась относительно плит, возрастает от свободных крайних гофров к центральному. В этом состоит эффект «накопления» (суммирования) действия сил сухого трения. Именно из-за действия этого эффекта при одновременном сжатии пакета на одну и ту же величину деформации жёсткости гофров пакета получаются неодинаковыми и возрастают от крайнего свободного гофра к центральному гофру. Аналогично возрастает и сила, действующая на гофр. Величина проскальзывания вершины гофра наоборот возрастает (суммируется) от центрального гофра к свободному гофру. Оба эти эффекта, во-первых, увеличивают энергию, рассеиваемую пакетом и, во-вторых, в определённой мере нивелируют энергии, рассеянные отдельными гофра-

ми. Так как энергия рассеивается в основном на границах пакета, при проскальзывании вершин гофров по пластинам, то при выполнении демпфирующего элемента из k последовательно соединённых пакетов энергия, рассеиваемая демпфирующим элементом при одной и той же деформации каждого пакета, также возрастёт примерно в k раз.

Все гофрированные однослойные и многослойные пакеты в первичном процессе нагружения деформируются с упругим проскальзыванием всех вершин гофров пакета, кроме центральной вершины центрального гофра, по плитам и с взаимным упругим проскальзыванием лент пакета, т.е. пакет деформируется как полностью расслоённый.

При загрузке пакета по любому повторному нагрузочному или разгрузочному процессу происходит постепенное распространение упругих проскальзываний вершин гофров по плитам от крайних гофров на свободных концах пакета к центральному гофру.

Рассмотренные выше модели решают задачу для пологих гофров с отношением $t/f \leq 10$, которые даже при полном выпрямлении деформируются упруго или зоны их пластической деформации в поперечных сечениях, лежащих в вершинах гофров, малы, и упругая модель деформации пакета даёт приемлемые по точности результаты. Здесь f – выгиб гофра; t – шаг гофра.

Но для автомобилей с массой, большей одной тонны, выгодно применять бамперные защитные устройства, у которых ленты многослойных (или однослойных) многопролётных гофрированных пакетов при аварии подвергаются большим пластическим деформациям. Применение таких защитных устройств позволяет значительно повысить их УФХ. Кроме того, решение этой задачи делает расчётным процесс изготовления гофрированных пакетов по способу [6].

Процессы циклического сжатия гофрированного пакета с учётом пластических деформаций его лент очень сложны. Деформации гофрированной ленты характеризуются тремя нелинейностями: нелинейным поведением материала, геометрическими нелинейностями и собственным нелинейным поведением контактных элементов, описывающих процесс трения гофров лент между собой и о жёсткие плиты. Сложны законы распространения упругих взаимных проскальзываний с сухим трением лент гофрированного пакета в вершинах его гофров, вершин гофрированного пакета по жёстким плитам и в каждом из контактов лент пакета и его вершин при циклическом сжатии гофрированного пакета по повторным нагрузочным и разгрузочным процессам. Сложны законы распространения пластических деформаций в сечении каждой ленты, проходящем через вершину гофра пакета, по лентам в этом сечении и в лентах по вершинам гофрированного пакета и вследствие взаимного влияния всех этих процессов друг на друга.

Рассмотрим физику протекания этих процессов. Как уже отмечалось, при сжатии гофрированного пакета по первичному процессу нагружения он деформируется как полностью расслоённый. При этом пластические деформации, прежде всего, возникают в вершине, расположенной у заделанного конца пакета, в ленте, в этом сечении опирающейся на плиту, в волокне этой ленты, непосредственно опирающемся на плиту. При дальнейшем нагружении пакета в этом сечении пластические деформации постепенно распространяются на всё сечение ленты, охватывают ленту за лентой, распространяясь в направлении от ленты, непосредственно опирающейся на плиту. При достаточно большом выгибе гофра f в этом сечении может даже образоваться пластический шарнир. Кроме того, пластические деформации постепенно распространяются от этого сечения к сечению, расположенному в вершине на свободном конце пакета, в сечениях, расположенных в вершинах гофра, постепенно распространяясь описанным образом. Первичный процесс нагружения пакета заканчивается при деформации пакета:

$y_{\max} \leq f$. На первом этапе повторных разгрузочных и нагрузочных процессов пакет деформируется как чисто упругий без взаимных проскальзываний лент в сечениях в вершинах пакета и вершин пакета относительно плит. Первый этап этих процессов заканчивается, когда отслаивается лента, расположенная снаружи пакета, не контактирующая с плитой, в сечении в вершине гофра, расположенной на свободном конце пакета. С дальнейшим ростом деформации пакета в этом сечении ленты одна за другой постепенно отслаиваются, пока не отслоится последняя лента, вершина гофра которой контактирует с плитой в этом сечении. Параллельно этому процессу происходит постепенное распространение упругих взаимных проскальзываний с сухим трением от этой вершины к вершине, расположенной на заделанном конце пакета, и постепенное распространение взаимных проскальзываний описанным образом лент пакета в сечениях, расположенных в вершинах гофров. На последнем этапе этих процессов пакет деформируется полностью расслоённым.

Метод и результаты решения задачи

В работе задача решена численным методом конечных элементов (МКЭ) с помощью программы *ANSYS*. Ниже обсуждаются результаты расчётного исследования задачи и сравнение их с экспериментальными результатами, полученными в [14].

Одиночный однослойный гофр (рис. 1). Геометрия гофра описывается по закону косинуса

$$y_0 = \frac{f}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi x}{t} \right).$$

Гофр опирается на две прямых линии *zigid*. На любом шаге вычислений нижняя линия описывается уравнением

$$Y(x) = 0.$$

Верхняя линия имеет возможность вертикальных перемещений в отрицательном направлении оси y и описывается выражением

$$Y(x) = f + h + y,$$

где $-f \leq y \leq 0$ – величина смещения верхней линии в вертикальном направлении, равная деформации гофра y в сечении, контактирующем с верхней линией, на шаге вычисления.

Правый конец гофра жёстко закреплён:

$$y = 0 \text{ и } s = 0 \text{ при } x = 0,$$

где s – смещение в направлении оси x .

Левый конец гофра в сечении, контактирующем с плитой, скользит с заданным коэффициентом трения μ по плите (по верхней линии). При этом в любом его i -м сечении выполняется условие

$$y_{0i} + y_i \leq f + y. \tag{2}$$

Причём, если в результате расчёта на каком-то шаге вычисления, в каких-то i -х сечениях, условие (2) не выполняется, то деформации y_i присваивается значение y и y_{0i} присваивается значение f . Эти условия описывают процесс «уплощения» вершины гофра при больших деформациях $-f < y < -f + 0,1 \div 0,2$.

Задача циклического сжатия гофра решается в приращениях деформации гофра Δy .



Рис. 1. Одиночный однослойный гофр

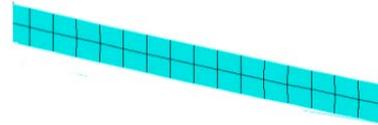


Рис. 2. Расчётная модель одиночного однослойного гофра

Модель описана плоским четырёхугольным конечным элементом *PLANE 42* высотой $h = 0,15$ мм единичной ширины (рис. 2) с малой длиной грани $0,1$ мм.

В процессе сжатия в вершинах гофров материал испытывает необратимые деформации за пределами закона Гука. Эти напряжения в нагартованной ленте из материала 65Г в вершине гофра при его сжатии превышают пределы прочности и текучести материала (соответственно $\sigma_B = 980$ н/мм² и $\sigma_{02} = 785$ н/мм²) с разностью относительных удлинений материала при пределе прочности и пределе текучести $\Delta\delta = 8\%$.

Геометрическая нелинейность гофра обусловлена кривизной его срединной поверхности. Нелинейность (физическая) проявляется в тех случаях, когда перемещения модели значительно меняют её жёсткость, например при деформации гофра, когда он практически выпрямляется (за счёт уплощения вершин гофров и уменьшения пролёта гофров). Изменение жёсткости гофра при сжатии учитывается в программе *ANSYS* включением команды *NLGEOM* с использованием итеративной схемы метода последовательных приближений Ньютона – Рафсона.

Контакты гофра о плиты описаны контактными элементами *CONTA 172* и *TARGE 169* с опцией возможности скольжения гофра по плите с заданным коэффициентом трения μ без внедрения в неё.

Данный подход позволяет значительно сократить время расчёта без заметного снижения точности за счёт отсутствия краевых эффектов.

Расчёт процессов нагружения заканчивался при положении верхней прямой линии *rigid*, определяемым $y = -1,95$ мм (при деформации сжатия $y = -2$ мм гофр полностью выпрямляется) в фиксированной точке $x = t/2$. При дальнейшем росте деформации процессы нагружения описываются почти вертикальной прямой, и на расчёт этого участка процесса нецелесообразно тратить время.

Осевые напряжений σ_x в ленте гофра при деформации $y = -1,85$ мм показаны на рис. 3. Они носят изгибный характер и уменьшаются по мере удаления от вершины гофра, но уровень напряжений сжатия в сечении ленты несколько выше напряжений растяжения за счёт сил трения по оси X . В вершине гофра эти напряжения превышают предел текучести материала, зона пластических деформаций мала, поэтому за удлинение ленты в осевом направлении X можно приближённо принять величину

$$\Delta S = L - t,$$

где L – геометрическая длина ленты, из которой изготовлен гофр.

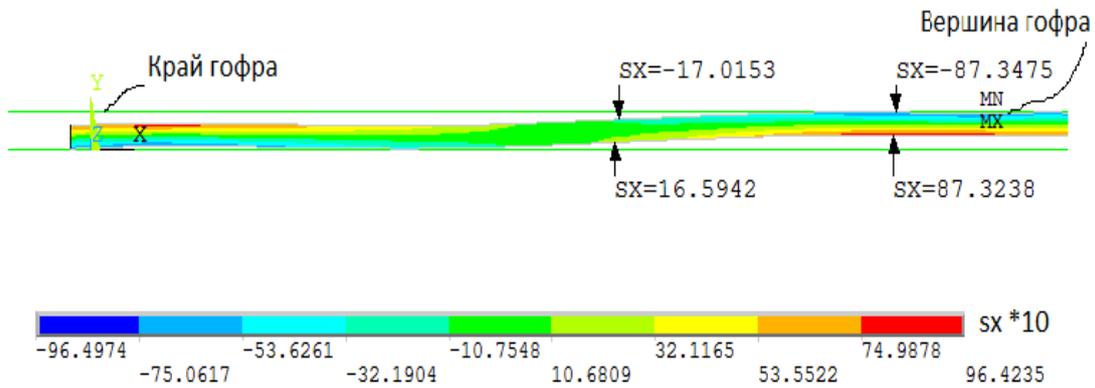


Рис. 3. Напряжения в ленте по оси X

Исследовались зависимости жёсткости гофра от его формы. Исследовались гофры ($n=1, m=1$) с толщиной $h=0,3$ мм, с шагом $t=30$ мм и выгибом $f=2$ мм. Наряду с гофром с формой косинус (2) (рис. 4) рассматривался гофр, описанный тремя дугами сопряжённых окружностей с радиусом, вычисленным из соотношения

$$R = (f + t^2/4f)/4$$

и равным $R=17$ мм, (окружность) и гофр с прямыми склонами с радиусом сопряжения в вершине гофра 12 мм на дуге 10 градусов (прямая). Из рис. 4 видно, что с ростом деформации гофра до деформации $y=-1,8$ мм усилие, сжимающее гофр, у всех трёх гофров линейно растёт. На этом участке деформации разница усилий при одной и той же деформации гофра (косинус) и гофра с прямыми склонами не превышает -30% , а гофра (косинус) и гофра (окружность) -10% . Затем при обжатии на $\Delta y=-0,2$ мм линии усилий идут почти вертикально вверх.

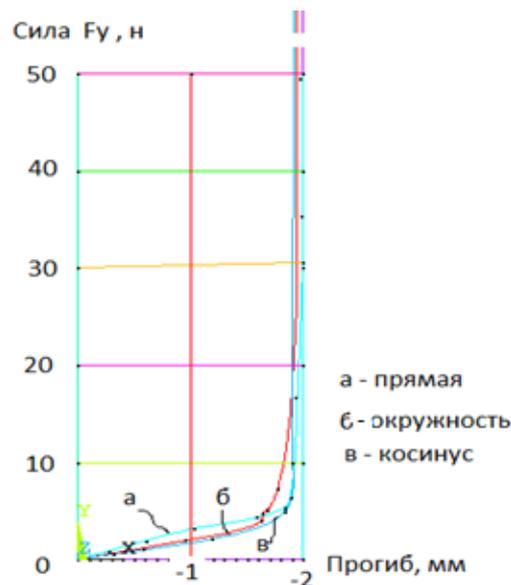


Рис. 4. Исследование влияния геометрической формы гофра

Многопролётная гофрированная лента. Расчётная модель представлена на рис. 5.

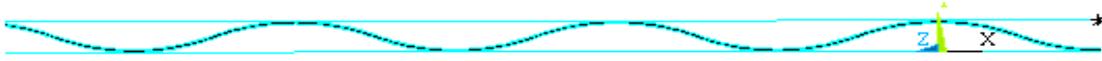


Рис. 5. Расчётная модель многопролётной гофрированной ленты

С целью определения влияния эффекта суммирования действия сил трения, приложенных к вершинам гофров в направлении от свободного конца ленты к её заделанному концу, на распределение сжимающих сил по вершинам гофрированной ленты исследовался процесс первичного нагружения стальной шлифованной нагартованной ленты толщиной $h = 0,3$ мм, содержащей $m = 17$ гофров с шагом $t = 30$ мм и выгибом $f = 3$ мм, при коэффициенте трения $\mu = 0,15$.

Расчёты показали, что при обжатии ленты на величину $y = -1,21$ мм первый гофр, расположенный у заделки, воспринимает 11,3% равнодействующей сил, сжимающих ленту, второй гофр – 9,86%, третий гофр – 9,25% и последний гофр, расположенный у свободного конца ленты, – 2,35%. Таким образом, сила, сжимающая при указанной деформации первый гофр, приблизительно в 4,9 раза больше силы, сжимающей последний гофр ленты. Этот эффект оказывает сильное влияние на УФХ многопролётных, однослойных и многослойных гофрированных пакетов. Это влияние растёт с увеличением числа гофров в пакете (m), и при большом числе гофров ($m > 10$) только за счёт этого эффекта среднециклическая жёсткость пакета и рассеиваемая им энергия могут возрасти в несколько раз.

Многослойный гофрированный пакет. При построении расчётной модели вводят контактные элементы между всеми слоями (лентами) пакета. Как и у однослойного гофра, осевые напряжения имеют изгибный характер (рис. 6) и уменьшаются по мере удаления от вершины гофра в направлениях осей координат x и y . Но уровень напряжений сжатия в сечении каждой ленты также несколько выше напряжений растяжения за счёт действия сил трения по оси X .

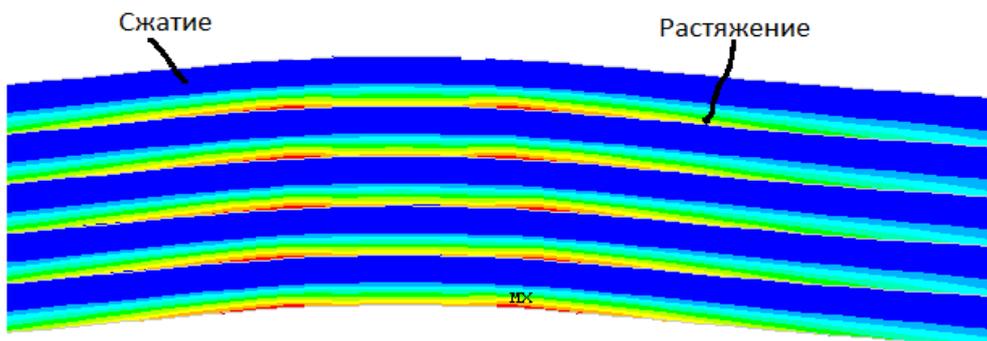


Рис. 6. Распределение осевых напряжений в слоях гофрированного пакета

Распределение давления между слоями пакета (рис. 7) носит локальный характер, сосредоточено в области вершин гофров и уменьшается в направлении оси y от ленты, непосредственно контактирующей с плитой, к последней ленте пакета. В пролётах между вершинами гофров ленты не давят друг на друга (имеет место потеря контактов между лентами).

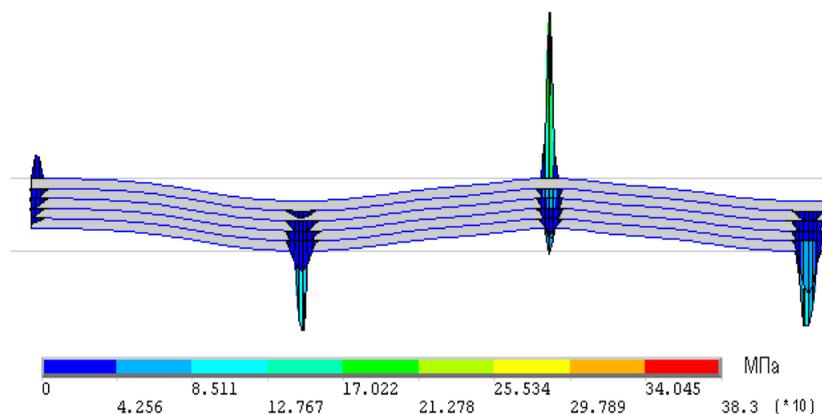


Рис. 7. Распределение давления между слоями многослойного гофрированного пакета

С целью установления требований к точности изготовления гофрированных лент пакета исследовалось влияние наличия зазоров между лентами пакета в вершинах его гофров (рис. 8).

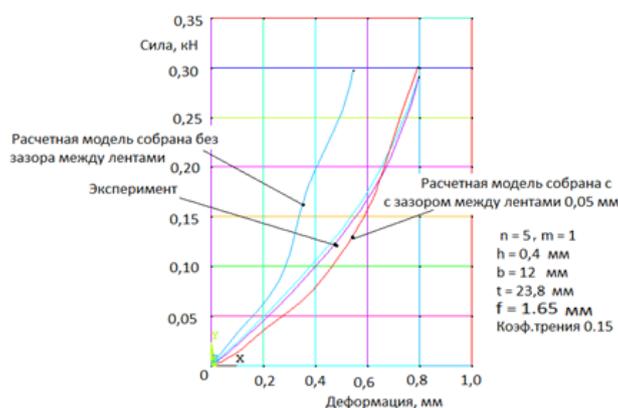


Рис. 8. Влияние зазоров между лентами на УФХ многослойного пакета

Проведённое исследование показало, что наличие даже небольших зазоров между лентами в вершинах гофров пакетов сильно влияет на УФХ и прочностную характеристику пакета – снижает жёсткость и величину рассеянной энергии. Из рассмотренного примера видно, что при наличии даже небольших зазоров 0,05 мм между лентами в вершине гофра пакета с суммарной величиной этих зазоров, равной 12% от выгиба гофров f лент пакета, жёсткость пакета, собранного с зазорами, меньше в 2,4 раза жёсткости пакета с такими же конструктивными параметрами, но собранного без зазоров. Причём следует отметить хорошее совпадение результатов расчёта с результатами экспериментального исследования пакета с аналогичными конструктивными параметрами и зазорами, проведённого в [14].

Заключение

В отличие от известных решений, выполненных в упругой области деформаций для одной заданной геометрической формы гофра, в работе задачи решены с учётом упругопластической деформации гофров для любой их геометрической формы. Полученные решения позволяют построить любые процессы загрузки в поле упругогистерезисных петель пакета.

Библиографический список

1. Иващенко В.И., Эскин И.Д. Методика расчёта разгрузочного устройства для демпферов опор роторов // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Куйбышев: КуАИ, 1985. С. 39-45.
2. Мальтеев М.А., Пономарев Ю.К. Методология определения упругодиссипативных характеристик опор трубопроводов с многослойными пакетами // В сб.: «Надёжность механических систем». Самара: СГТУ, 1995. С. 146.
3. Эскин И.Д., Ермаков А.И., Гаршин Е.А. Ротор компрессора авиационного газотурбинного двигателя со спаркой блисков и спаркой блиска с «классическим» рабочим колесом и со спаркой «классического» рабочего колеса с рабочим колесом с четвертой по шестую ступень с устройствами демпфирования колебаний рабочих лопаток этих блисков и рабочих колёс, ротор вентилятора и ротор бустера с устройством демпфирования колебаний рабочих широкохордных лопаток вентилятора, способ сборки спарки с демпфирующим устройством: патент РФ № 2665789; опубл. 04.09.2018; бюл. № 25.
4. Эскин И.Д., Ермаков А.И. Длинная пустотелая широкохордная лопатка вентилятора и способ её изготовления: патент РФ № 2626523; опубл. 28.07.2017; бюл. № 22.
5. Эскин И.Д., Сусликов В.И., Алкеев Р.И. Бамперное устройство автомобиля: патент РФ № 2506177; опубл. 10.02.2014; бюл. № 4.
6. Эскин И.Д., Алкеев Р.И., Сусликов В.И. Бамперное защитное устройство для легковых автомобилей и способ изготовления его упругогистерезисного элемента: патент РФ № 2559675, опубл. 10.08.2015; бюл. № 22.
7. Эскин И.Д., Храмова А.А., Сусликов В.И. Бамперное защитное устройство автомобиля: патент РФ № 2478052; опубл. 27.03.2013; бюл. № 9.
8. Эскин И.Д., Алкеев Р.И. Защитное устройство, повышающее безопасность водителя и пассажиров при аварии автомобиля: патент РФ № 78463; опубл. 27.11.2008.
9. Эскин И.Д., Алкеев Р.И. Пенальное защитное устройство для повышения безопасности водителя и пассажиров при аварии автомобиля: патент РФ № 82171; опубл. 20.04.2009.
10. Эскин И.Д., Ермаков А.И. Пустотелая широкохордая лопатка вентилятора. Способ её изготовления: патент РФ № 2622682; опубл. 19.06.2017; бюл. № 17.
11. Эскин И.Д. Исследование обобщённых упругофрикционных характеристик демпферов и амортизаторов авиационных двигателей. Дис. ... канд. техн. наук. Куйбышев, 1973. 315 с.
12. Кондрашов Н.С. Упругофрикционные характеристики демпферов с гофрированными лентами // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Вып. 51. Куйбышев: КуАИ, 1972. С. 45-62.
13. Эскин И.Д., Алкеев Р.И., Иващенко В.И. Циклическое сжатие многослойного многопролётного гофрированного пакета // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 178-191. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-178-191
14. Эскин И.Д., Алкеев Р.И., Иващенко В.И. Экспериментальные и расчётные исследования моделей циклического сжатия многослойного многопролётного гофрированного пакета // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 192-200. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-192-200

CYCLIC COMPRESSION OF A MULTI-LAYER MULTI-SPAN CORRUGATED PACKAGE WITH PLASTIC DEFORMATION OF ITS TAPES

© 2020

- R. I. Alkeev** Senior Lecturer, Department of Engineering Graphics;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
wild_cat_ruru@mail.ru
- V. I. Suslikov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Aircraft Engine Design and Construction;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
suslikov_v_i@yandex.ru
- I. D. Eskin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Aircraft Engine Design and Construction;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
eskinid_33@mail.ru

In this article we present our solution of the problem of cyclic compression of a single-layer and multi-layer corrugation, as well as of a single-layer multi-span corrugation by the FEM method using Ansys. This problem can be considered as the first part of the general complex nonlinear problem of cyclic compression of a multi-layer multi-span corrugated package with dry friction on the contact surfaces. We conducted an analysis of the known published solutions to this problem, and we discovered inaccuracy of some of them and the physical reason resulting in this unacceptable error. A very large number of published solutions to this problem are generally explained by the presence of successful examples of their practical application in the field of aircraft and rocket engine manufacturing, by the wide possibilities of their use as damping devices in both of these areas, and, for example, in the automotive industry, by their high elastic-friction, strength and performance characteristics. All the known published solutions to this problem were obtained for cyclic compression of a multilayer multi-span package in the region of its elastic deformations and for the same geometric shape of the corrugation. The task of improving the mass characteristics of an engineering unit is quite relevant for the development of shock-proof single-shot damping devices that increase the passive safety of the car – bumper protective devices. This can be solved by using single-layer or two-layer, multi-span packages with an optimally selected geometric shape of the corrugation, deformable in the elastic-plastic region. Therefore, the above-mentioned problems are solved taking into account the elastic-plastic deformation of the corrugations for any of their geometric shapes. The obtained solutions make it possible to construct any loading processes in the field of elastic-hysteresis package loops. We also investigated the influence of the parameters of the corrugated package on its elastic-friction characteristics (including the shape of the corrugation and the presence of gaps between the tapes of the package at the tops of their corrugations).

Single-layer and multi-layer corrugation; single-layer multi-span corrugation; cyclic compression; plastic deformation; FEM method.

Citation: Alkeev R.I., Suslikov V.I., Eskin I.D. Cyclic compression of a multi-layer multi-span corrugated package with plastic deformation of its tapes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 106-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-106-117

References

1. Ivashchenko V.I., Eskin I.D. Metodika rascheta razgruzochnogo ustroystva dlya dempferov opor rotorov. *V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1985. P. 39-45. (In Russ.)
2. Mal'teev M.A., Ponomarev Yu.K. Metodologiya opredeleniya uprugodissipativnykh kharakteristik opor truboprovodov s mnogoslownymi paketami. *V sb.: «Nadezhnost' mekhanicheskikh sistem»*. Samara: Samara State Technical University Publ., 1995. P. 146. (In Russ.)
3. Eskin I.D., Ermakov A.I., Garshin E.A. *Rotor kompressora aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatelya so sparkoy bliskov i sparkoy bliska s «klassicheskim» rabochim*

kolesom i so sparkoy «klassicheskogo» rabocheho koleasa s rabochim koleksom s chetvertoy po shestuyu stupen' s ustroystvami dempfirovaniya kolebaniy rabochikh lopatok etikh bliskov i rabochikh koles, rotor ventilyatora i rotor bustera s ustroystvom dempfirovaniya kolebaniy rabochikh shirokokhordnykh lopatok ventilyatora, sposob sborki sparki s dempfiruyushchim ustroystvom [Rotor of aircraft gas-turbine engine compressor with twin of blisks and twin of blisk with classic impeller and with twin of classic impeller with impeller with fourth-to-sixth stage with devices for damping vibrations of workers of these clips and impellers, fan rotor and booster rotor with device for damping of vibrations of working wide chord blades of fan, twin assembly method with damper device]. Patent RF, no. 2665789, 2018. (Publ. 04.09.2018, bull. no. 25)

4. Eskin I.D., Ermakov A.I. *Dlinnaya pustotelaya shirokokhordnaya lopatka ventilyatora i sposob ee izgotovleniya* [Long hollow wide chord fan blade and method of its manufacture]. Patent RF, no. 2626523, 2017. (Publ. 28.07.2017, bull. no. 22)

5. Eskin I.D., Suslikov V.I., Alkeev R.I. *Bampernoie ustroystvo avtomobilya* [Car protective bumper]. Patent RF, no. 2506177, 2014. (Publ. 10.02.2014, bull. no. 4)

6. Eskin I.D., Alkeev R.I., Suslikov V.I. *Bampernoie zashchitnoie ustroystvo dlya legkovykh avtomobiley i sposob izgotovleniya ego uprugogistereznogo elementa* [Car bumper and method of its strain hysteresis element fabrication]. Patent RF, no. 2559675, 2015. (Publ. 10.08.2015, bull. no. 22)

7. Eskin I.D., Khranova A.A., Suslikov V.I. *Bampernoie zashchitnoie ustroystvo avtomobilya* [Car protective bumper]. Patent RF, no. 2478052, 2013. (Publ. 27.03.2013, bull. no. 9)

8. Eskin I.D., Alkeev R.I. *Zashchitnoie ustroystvo, povyshayushchee bezopasnost' voditelya i passazhirov pri avarii avtomobilya* [Protective device improving the safety of the driver and passengers in the event of a car accident]. Patent RF, no. 78463, 2008. (Publ. 27.11.2008)

9. Eskin I.D., Alkeev R.I. *Penal'noie zashchitnoie ustroystvo dlya povysheniya bezopasnosti voditelya i passazhirov pri avarii avtomobilya* [Protective device improving the safety of the driver and passengers in the event of a car accident]. Patent RF, no. 82171, 2009. (Publ. 20.04.2009)

10. Eskin I.D., Ermakov A.I. *Pustotelaya shirokokhordaya lopatka ventilyatora. Sposob ee izgotovleniya* [Hollow wide-chord blade of the fan and method of its manufacture]. Patent RF, no. 2622682, 2017. (Publ. 19.06.2017, bull. no. 17)

11. Eskin I.D. *Issledovanie obobshchennykh uprugofriktsionnykh kharakteristik dempferov i amortizatorov aviatsionnykh dvigateley. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Analysis of generalized elastic-friction characteristics of dampers and shock absorbers of aircraft engines: Candidate of Science (Engineering) Dissertation]. Kuybyshev, 1973. 315 p.

12. Kondrashov N.S. *Uprugofriktsionnye kharakteristiki dempferov s gofrirovannymi lentami. V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Vyp. 51. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1972. P. 45-62. (In Russ.)

13. Eskin I.D., Alkeev R.I., Ivaschenko V.I. Cyclic compression of a multilayer multispan laminated package of corrugated sheets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 178-191. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-178-191

14. Eskin I.D., Alkeev R.I., Ivashchenko V.I. Experimental and design analysis of models of cyclic compression for a multilayer multispan package of corrugated sheets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 192-200. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-192-200

НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

© 2020

- Д. Г. Федорченко** кандидат технических наук, доцент, главный конструктор;
АО «Металлист-Самара», г. Самара; dgfedorchenko@yandex.ru
- Ю. И. Цыбизов** доктор технических наук, профессор, ведущий конструктор;
АО «Металлист-Самара», г. Самара; 2422490@mail.ru
- Д. Д. Тюлькин** инженер-конструктор;
АО «Металлист-Самара», г. Самара; tyulkin.dmitriy@gmail.com
- И. Е. Воротынцев** инженер-конструктор;
АО «Металлист-Самара», г. Самара; vorotintsev15@yandex.ru
- Д. А. Жерелов** ведущий инженер-конструктор;
АО «Металлист-Самара», г. Самара; denis_samara_163@mail.ru
- А. С. Дулов** инженер-конструктор;
АО «Металлист-Самара», г. Самара; dulov.alexander@mail.ru
- В. Г. Смелов** кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; pdla_smelov@mail.ru
- А. В. Сотов** кандидат технических наук, ассистент кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sotovanton@yandex.ru
- А. В. Агаповичев** старший преподаватель кафедры технологий производства двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; agapovichev5@mail.ru

Разработана принципиально новая конструкция унифицированной двухконтурной горелки малоэмиссионной камеры сгорания наземной газотурбинной установки, адаптированная для изготовления с помощью передовой технологии производства посредством селективного лазерного сплавления металлических порошков по САD-моделям. Изготовлены несколько партий горелок и выполнены контрольные исследования, характеризующие качество изготовления по принятой технологии. Обнаружены основные недостатки: повышенная шероховатость, в частности топливных каналов основной и дежурной зоны; микропористость, микронесплавления, микротрещины; нестабильность расходных характеристик; локальные зоны неспекания выращиваемых слоёв на корпусе горелки. В результате анализа состояния изготовленных горелок, исследований и доработок установлено, что большинство выявленных недостатков являются устранимыми в процессе дальнейшей отработки режимов и параметров технологического процесса. В настоящее время преодолены технические трудности, сопутствующие реализации аддитивных технологий изготовления.

Малоэмиссионная камера сгорания; унифицированная двухконтурная горелка; аддитивные технологии; селективное лазерное сплавление.

Цитирование: Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е., Жерелов Д.А., Дулов А.С., Смелов В.Г., Сотов А.В., Агаповичев А.В. Новые технологии изготовления малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 118-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-118-126

На сегодняшний день к авиационным газотурбинным двигателям и газотурбинным установкам наземного применения предъявляются высокие требования по эмиссии вредных веществ продуктов сгорания. В связи с этим создание и внедрение малоэмис-

сионной системы горения становится одной из актуальных задач для производителей. Для обеспечения экологической безопасности на предприятии АО «Металлист-Самара» внедрена апробированная в эксплуатации малоэмиссионная система горения. Основным элементом малоэмиссионной системы горения является камера сгорания, оснащённая универсальными двухконтурными горелками [1;2], обеспечивающая устойчивое горение предварительно подготовленной «бедной» хорошо перемешанной смеси. Традиционно унифицированная двухконтурная горелка производится с помощью литья и состоит из шести отдельных деталей, а именно: завихрителя 1, корпуса горелки 2, центрального тела 3, шайбы 4, заглушки 5 и штока 6 (рис. 1, а). Горелки, изготовленные методом литья, являются дорогостоящими и имеют высокий процент брака из-за сложной конструкции завихрителей и системы каналов для подачи топлива. В конструкции горелки присутствуют два сварных и шесть паяных швов, что усложняет процесс производства и увеличивает себестоимость двухконтурной горелки.

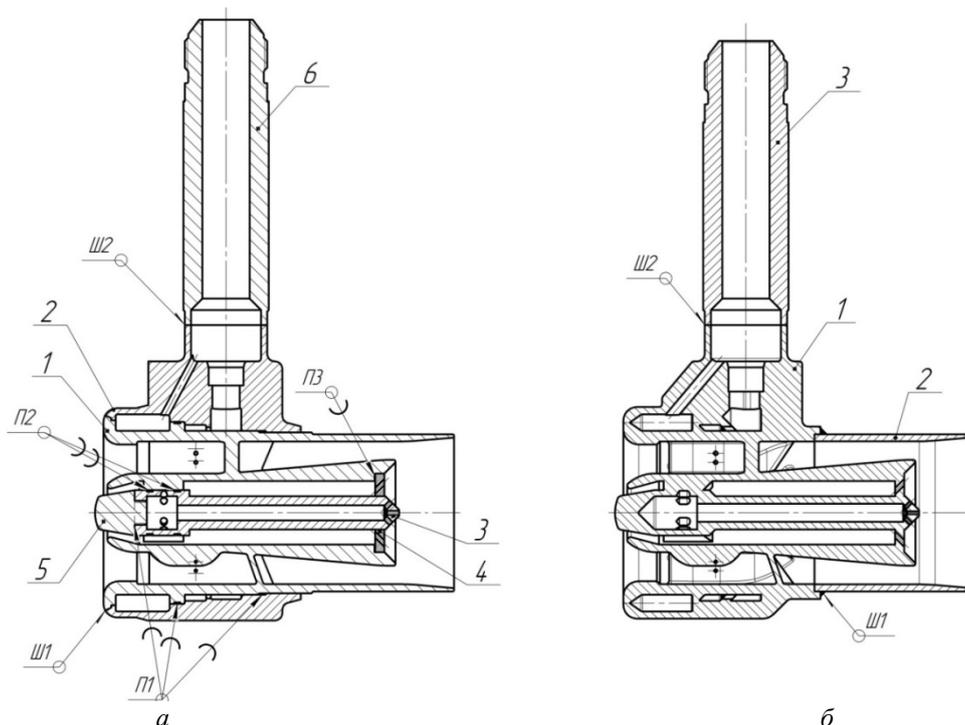


Рис. 1. Исходная (а) и модернизированная под метод СЛС (б) конструкции малоэмиссионной двухконтурной горелки

Для устранения этих недостатков разработана принципиально новая конструкция двухконтурной горелки, адаптированная под аддитивное производство по методу селективного лазерного сплавления (СЛС) металлических порошков. При проектировании новой конструкции учтён обширный опыт в аддитивных технологиях Самарского университета, а также фирмы Siemens, которая применила метод СЛС при ремонте горелок камеры сгорания SGT-700 и SGT-800 [3;4]. Горелка, адаптированная под метод СЛС, по сравнению с традиционной конструкцией имеет следующие преимущества: уменьшенная номенклатура деталей (горелка состоит из трёх деталей (рис.1, б): корпус горелки 1, стакан 2, шток 3), сокращённый срок изготовления, широкий спектр возможностей доработки горелок, что позволило свести количество бракованных изделий к минимуму.

В качестве материала для горелок выбран металлический порошок жаропрочного сплава ВВ751П (ХН56КВМТЮБ). Для данного порошка в Самарском университете

было проведено исследование влияния стратегии движения лазерного луча (штриховки) на прочность синтезируемого материала.

Исследование влияния штриховки (перемещение луча лазера при спекании порошка) было проведено для четырёх путей обхода сканируемого слоя лазерным излучением:

- вдоль оси X , угол сканирования 0° ;
- угловая, угол сканирования 45° ;
- вдоль оси Y , угол сканирования 90° ;
- с вращением, угол сканирования $0^\circ - 45^\circ - 90^\circ$.

Определение прочностных свойств материала, изготавливаемого при разных перемещениях луча лазера, было осуществлено на пластинчатых образцах с размерами $70 \times 10 \times 2$ мм.

Влияние направления выращивания детали на механические свойства синтезируемого материала ВВ751П было исследовано также для аналогичных пластинчатых образцов, изготовленных при разных углах наклона в соответствии с рис. 2.

В качестве основных параметров лазерного излучения при изготовлении образцов были использованы мощность лазера 140 Вт и скорость сканирования 328 мм/с.

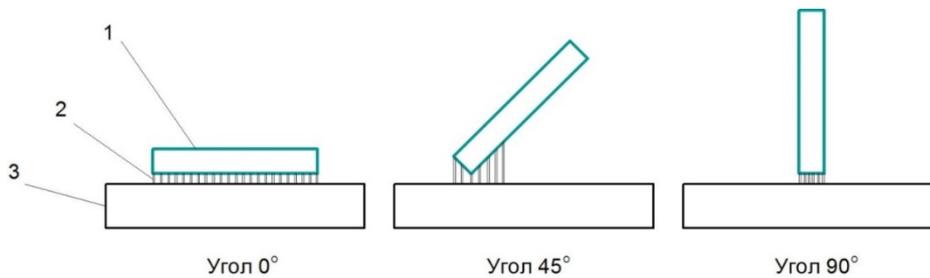


Рис. 2. Задание направления выращивания образцов:

1 – пластинчатый образец; 2 – материал поддержки; 3 – платформа построения

По результатам исследования влияния стратегии движения лазерного луча на механические свойства синтезируемого материала ВВ751П (табл. 1) было установлено, что наилучшие значения предела прочности и суммарной деформации из четырёх исследуемых режимов достигаются при штриховке лазерным лучом с вращением $0^\circ - 45^\circ - 90^\circ$ и составляют 1120 МПа и 13,9% соответственно.

Таблица 1. Механические свойства синтезируемого материала ВВ751П в зависимости от стратегии движения лазерного луча

№ образца	Угол штриховки, градус	Предел прочности, МПа		Относительное удлинение, %	
		1	2	3	4
1-1	вдоль оси X , 0	883	882	5,5	5,5
1-2		878		5,3	
1-3		886		5,6	
2-1	угловая, 45	887	884	5,9	5,9
2-2		890		6,2	
2-3		874		5,5	
3-1	вдоль оси Y , 90	852	847	5,6	5,4
3-2		843		5,2	
3-3		846		5,4	
4-1	с вращением, $0 - 45 - 90$	1118	1120	13,7	13,9
4-2		1132		14,7	
4-3		1110		13,3	

Результаты исследования влияния направления изготовления образцов на механические свойства синтезируемого материала ВВ751П показали, что наилучшие значения предела прочности материала (табл. 2) достигаются при угле наклона образца 90° , где предел прочности выше на 15 и 19% относительно угла наклона 0 и 45° соответственно. Наилучшие значения относительного удлинения достигаются при угле наклона образца 0° , где данный параметр выше на 28 и 65% относительно угла наклона 90 и 45° соответственно [5].

Таблица 2. Механические свойства синтезируемого материала ВВ751П в зависимости от направления выращивания пластинчатых образцов

№ образца	Угол наклона образца, градус	Предел прочности, МПа		Относительное удлинение, %	
1-1	0	1121	1100	12,9	13,7
1-2		1101		13,4	
1-3		1080		14,9	
2-1	45	993	1048	5,3	4,8
2-2		1070		4,2	
2-3		1081		4,9	
3-1	90	1275	1294	9,7	9,8
3-2		1311		10,3	
3-3		1296		9,5	

Из табл. 1, 2 следует, что малоэмиссионные горелки, изготовленные из металлического порошка жаропрочного сплава ВВ751П (ХН56КВМТЮБ), полностью удовлетворяют требованиям по прочности.

Для успешного изготовления двухконтурных горелок методом СЛС на АО «Металлист-Самара» разработана оправдавшая себя в серийном производстве технологическая цепочка, которая включает в себя полный поэтапный процесс изготовления горелок (рис. 3).

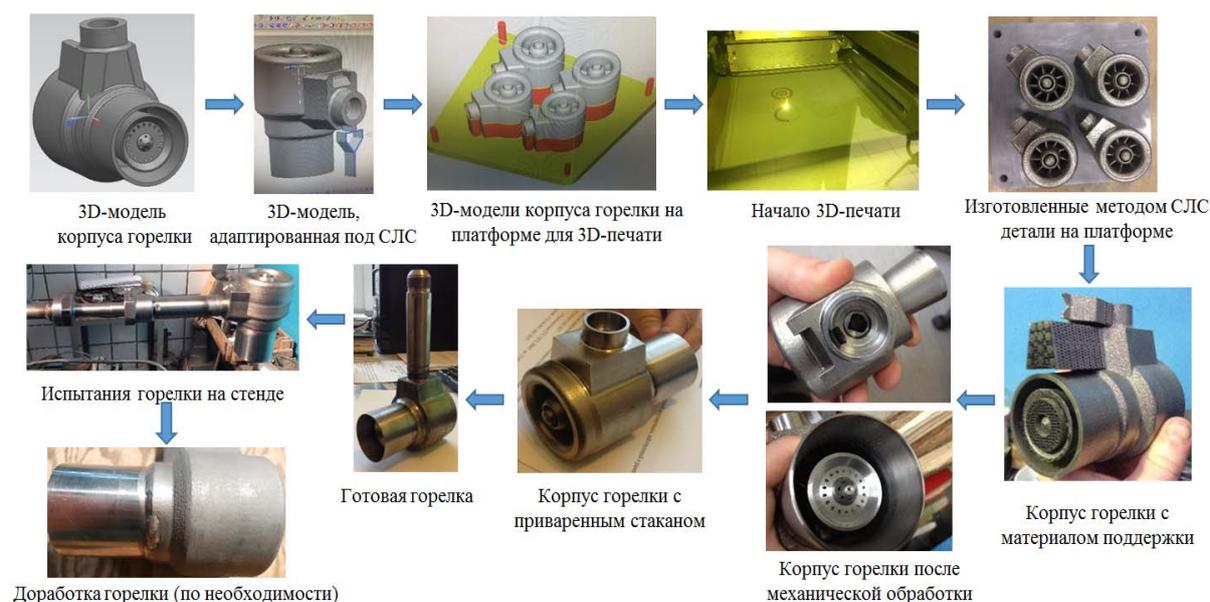


Рис. 3. Технологическая цепочка процесса изготовления двухконтурных горелок с помощью метода СЛС

В ходе отработки процесса изготовления горелок обнаружен ряд недостатков, присущий деталям, изготовленным по аддитивным технологиям, к которым следует отнести:

- повышенную шероховатость топливных каналов и выходных отверстий основной и дежурной зоны, вызывающую нестабильность расходных характеристик;
- микропористость, микронесплавления, микротрещины;
- локальные зоны неспекания вырабатываемых слоёв на корпусе горелки.

Из-за отмеченных недостатков горелок, изготовленных с помощью метода СЛС, количество кондиционных горелок составляло 59% от общего числа горелок. Однако, как показано в технологической цепочке (рис. 3), горелки можно дорабатывать после проведения испытания.

На основании анализа результатов испытаний партии горелок разработаны методы доработки наиболее распространённых дефектов (рис. 4).



Рис. 4. Типичные недостатки малоэмиссионных горелок, изготовленных с помощью метода СЛС

Указанные методы доработки включают в себя следующее. Горелки перед механической обработкой необходимо отправить на томографию для выявления неустранимых дефектов, которые невозможно обнаружить при визуальном осмотре на ранней стадии производства. С помощью данного предложения доработки горелок можно исключить затраты времени и ресурсов на горелки с неустранимыми дефектами (рис. 5).

Один из основных критериев качества горелок – это соответствие расходных характеристик горелок расходной характеристике эталонной горелки. Расход эталонной горелки при перепаде 0,6 атм. равен $6,8 \pm 0,68$ г/с через основной топливный канал и $2,8 \pm 0,28$ г/с через дежурный топливный канал. Только 59% испытанных горелок соответствуют этому условию. Для соответствия расходным требованиям горелок с завышенным расходом было принято решение об установке в топливном канале штока дросселирующих шайб, диаметры которых подбирались селективным методом (рис. 6). Данная доработка позволила добиться кондиционного расхода на всех горелках с завышенными расходными характеристиками.

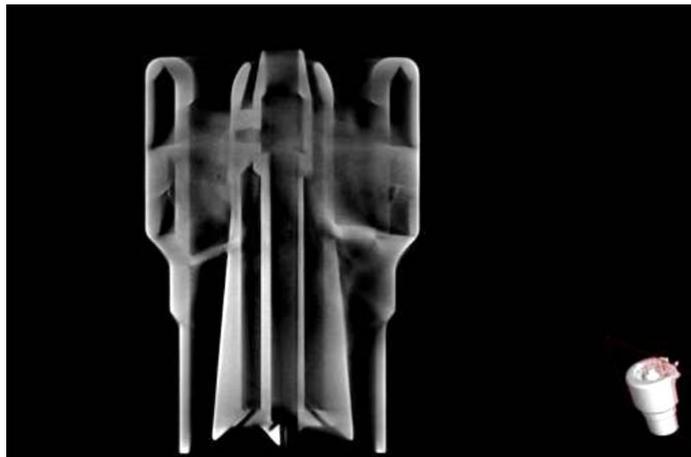


Рис. 5. Томография напечатанной горелки, вид сбоку

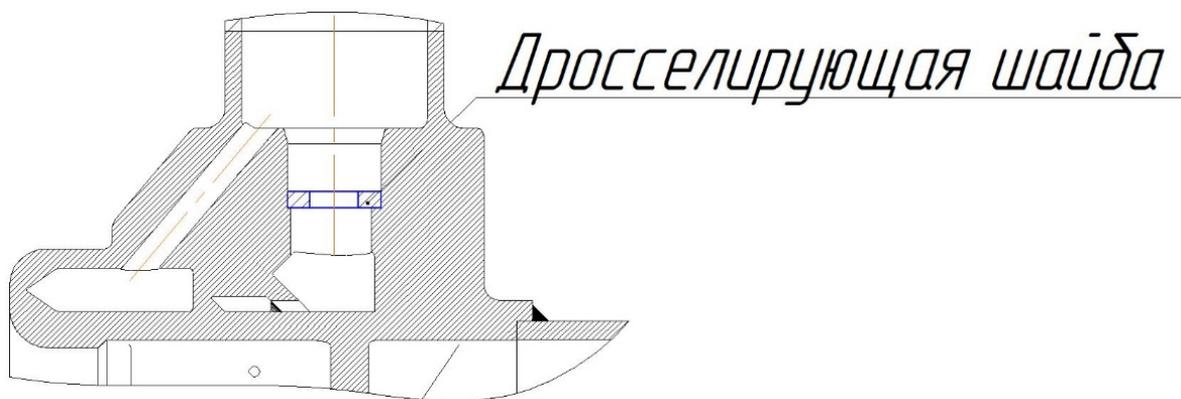


Рис. 6. Место установки дросселирующих шайб



Рис. 7. Малоэмиссионная горелка после применения электроэрозионной обработки

Заниженный расход горелок связан с высокой шероховатостью топливных каналов и отверстий на завихрителях. Поэтому было принято решение о доработке горелок с помощью метода электроэрозионной обработки для уменьшения шероховатости завихрителей и топливных отверстий на них. На АО «Металлист-Самара» был спроектирован и изготовлен специальный электрод, который устанавливался в межлопаточные каналы горелок.

Применение метода электроэрозионной обработки позволило значительно уменьшить шероховатость каналов подвода топлива (с Ra 12,5 до Ra 3,2), благодаря чему были получены кондиционные расходы большинства горелок с заниженным расходом при продувке на стенде. Недостаток электроэрозионной обработки заключается в том, что с уменьшением шероховатости происходит утонение лопаток завихрителя. В связи с этим электроэрозионная обработка применялась на каждой горелке не более двух раз продолжительностью 30 с. При одном установе снимается слой материала 0,1 мм, поэтому удалось доработать не все горелки с заниженным расходом. Внешний вид горелок после электроэрозионной обработки представлен на рис. 7.

Для устранения локальных зон микротрещин и микронесплавлений на АО «Металлист-Самара» успешно применяется лазерная сварка, с помощью которой можно точно устранить микротрещины на горелках. После лазерной подварки локальных микротрещин малоэмиссионные горелки отправляются на повторные гидравлические испытания для подтверждения герметичности доработанных горелок. Все подваренные горелки удовлетворяют требованиям герметичности и расходным характеристикам.

Выполненные на АО «Металлист-Самара» совместно с Самарским университетом работы по внедрению новой апробированной в серийном производстве технологии изготовления унифицированной двухконтурной горелки с применением аддитивной технологии по СЛС процессу позволили существенно уменьшить стоимость, повысить качество и снизить время производства малоэмиссионной камеры сгорания.

Применение разработанной технологии доработки горелок, изготовленных с помощью метода СЛС, позволило существенно увеличить количество кондиционных горелок с 59 до 90%.

Библиографический список

1. Елисеев Ю.С., Федорченко Д.Г., Голанов С.П., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е., Ивченко А.В. Применение аддитивной технологии селективного лазерного сплавления в конструкции малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 174-183. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183
2. Бантиков Д.Ю., Васильев В.И., Лавров В.Н., Кустов Д.И., Цыбизов Ю.И., Шариков Б.Ю. Малоэмиссионная горелка: патент РФ № 2442932; опубл. 20.02.2012; бюл. № 5.
3. Смелов В.Г., Сотов А.В., Агаповичев А.В., Носова Е.А. Изготовление деталей камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя из интерметаллидного сплава ВКНА с использованием селективного лазерного сплавления // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (22-24 июня 2016 г., Самара). Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 113-114.
4. Андрессон О., Бродин Х., Грайчен А., Навроцкий В. Аддитивное наращивание при ремонте горелок камер сгорания ГТУ // Турбины и Дизели. 2017. № 3. С. 4-11.
5. Сотов А.В., Проничев Н.Д., Смелов В.Г., Богданович В.И., Гиорбелидзе М.Г., Агаповичев А.В. Разработка методики проектирования технологических процессов

изготовления деталей ГТД методом селективного лазерного сплавления порошка жаропрочного сплава ВВ751П // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 4. С. 96-104.

NEW TECHNOLOGIES IMPLEMENTED IN THE DESIGN OF A LOW-EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF A GAS-TURBINE UNIT

© 2020

- D. G. Fedorchenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Chief Designer; Joint-Stock company “Metallist-Samara”, Samara, Russian Federation; dgfedorchenko@yandex.ru
- Yu. I. Tsybizov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Design Project Leader; Joint-Stock Company “Metallist-Samara”, Samara, Russian Federation; 2422490@mail.ru
- D. D. Tyulkin** Design Engineer; Joint-Stock Company “Metallist-Samara”, Samara, Russian Federation; tyulkin.dmitriy@gmail.com
- I. E. Vorotyntsev** Design Engineer; Joint-Stock Company “Metallist-Samara”, Samara, Russian Federation; vorotyntsev15@yandex.ru
- D. A. Zherelov** Design Project Leader; Joint-Stock company “Metallist-Samara”, Samara, Russian Federation; denis_samara_163@mail.ru
- A. S. Dulov** Design Engineer; Joint-Stock company “Metallist-Samara”, Samara, Russian Federation; dulov.alexander@mail.ru
- V. G. Smelov** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor; Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; pdla_smelov@mail.ru
- A. V. Sotov** Candidate of Science (Engineering), Assistant Lecturer; Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sotovanton@yandex.ru
- A. V. Agapovichev** Senior Lecturer; Department of Engine Production Technology, Samara National Research University, Samara, Russian Federation; agapovichev5@mail.ru

Metallist-Samara JSC has developed a fundamentally new design of a unified double-circuit burner of a low-emission combustion chamber (LECC) of a ground-based gas turbine unit (GTU), adapted for manufacturing with the help of an innovative technology by selective laser melting (SLM) of metal powders using CAD models. Several batches of burners were made and control studies were carried out characterizing the quality of manufacturing according to the established procedure. Deficiencies inherent in the SLM process were discovered, the main of which are: raised roughness, in particular, of the fuel channels of the main and duty zones; microporosity, microalloying; microcracks; instability of flow characteristics; local non-sintering zones of the layers grown on the burner body. As a result of the analysis of the state of the manufactured burners, research and refinements, it was found that most of the identified shortcomings can be eliminated during further development of the modes and parameters of the technological process. Currently, difficult engineering problems associated with the implementation of additive manufacturing technologies have been overcome.

Low-emission combustion chamber; unified double-circuit burner; additive technologies; selective laser melting.

Citation: Fedorchenko D.G., Tsybizov Yu.I., Tyulkin D.D., Vorotyntsev I.E., Zherelov D.A., Dulov A.S., Smelov V.G., Sotov A.V., Agapovichev A.V. New technologies implemented in the design of a low-emission combustion chamber of a gas-turbine unit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 118-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-118-126

References

1. Yeliseev Yu.S., Fedorchenko D.G., Golanov S.P., Tsibisov Yu.I., Tyulkin D.D., Vorotyntsev I.E., Ivchenko A.V. Application of additive technology of selective laser melting (SLM) in designing a low emission combustion chamber of a gas turbine plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 174-183. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183
2. Bantikov D.Yu., Vasil'ev V.I., Lavrov V.N., Tsibisov Yu.I., Kustov D.I., Sharikov B.Yu. *Maloemissionnaya gorelka* [Low emission burner]. Patent RF, no. 2442932, 2012. (Publ. 20.02.2012, bull. no. 5)
3. Smelov V.G., Sotov A.V., Agapovichev A.V., Nosova E.A. Manufacturing of small-sized gas turbine engine combustion chamber parts from intermetallic alloy VKNA using selective laser melting. *Materialy dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya» (June, 22-24, 2016, Samara)*. Part. 2. Samara: Samara University Publ., 2016. P. 113-114. (In Russ.)
4. Andresson O., Brodin H., Graychen A., Navrotskiy V. Developing additive manufacturing technology for burner repair. *Turbines and Diesels*. 2017. No. 3. P. 4-11. (In Russ.)
5. Sotov A.V., Pronichev N.D., Smelov V.G., Bogdanovich V.I., Giorbelidze M.G., Agapovichev A.V. Development algorithm of the technological process of manufacturing gas turbine parts by selective laser melting. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 4. P. 96-104. (In Russ.)