

ISSN 1998-6629

ВЕСТНИК

САМАРСКОГО
ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО
УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(национального исследовательского
университета)

№ 2 (33)

2012

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(национального исследовательского университета)

№ 2 (33)

2012

Главный редактор

Шахматов Е. В., д.т.н., профессор

Заместитель главного редактора

Балакин В. Л., д.т.н., профессор, Прокофьев А. Б., д.т.н., профессор

Ответственный секретарь

Прохоров А. Г., к.т.н., доцент

Редакционная коллегия

Астафьев В. И., д.ф.-м.н., профессор	Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор
Балакин В. Л., д.т.н., профессор	Лукачёв С. В., д.т.н., профессор
Богатырёв В. Д., д.э.н., профессор	Меркулова Л. П., д.п.н., профессор
Казанский Н. Л., д.ф.-м.н., профессор	Михеев В. А., д.т.н., профессор
Комаров В. А., д.т.н., профессор	Пиганов М. Н., д.т.н., профессор
Коптев А. Н., д.т.н., профессор	Прохоров С. А., д.т.н., профессор
Фалалеев С. В., д.т.н., профессор	

Председатель редакционного совета

Сойфер В. А., член-корр. РАН

Редакционный совет

Аншаков Г. П., член-корр. РАН	Гречников Ф. В., член-корр. РАН
Барвинок В. А., член-корр. РАН	Кирилин А. Н., д.т.н., профессор
Шорин В. П., академик РАН	

Журнал входит в утверждённый ВАК Минобрнауки РФ Перечень российских рецензируемых научных журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёных степеней доктора и кандидата наук
Журнал включён в общероссийский каталог ОАО "Роспечать". Подписной индекс - 18264

© Самарский государственный аэрокосмический университет
443086, Самара, Московское шоссе, 34
Тел.: (846) 267 48 41; электронная почта: vest@ssau.ru

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

**ДИНАМИКА БУКСИРОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА ТРОСЕ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ**

В. С. Асланов, В. В. Юдинцев 9

**МНОГОФОРСУНОЧНАЯ МАЛОЭМИССИОННАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ
СОВРЕМЕННЫХ ТРД - ТВОРЧЕСКОЕ НАСЛЕДИЕ Н. Д. КУЗНЕЦОВА**

*Д. Ю. Бантиков, В. И. Васильев, В. Н. Лавров, Ю. И. Цыбизов,
С. Г. Матвеев, М. Ю. Орлов, И. А. Зубрилин* 17

**ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ И ОБЪЕКТОВ
КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА СРЕДНЕГО
КЛАССА ПОВЫШЕННОЙ ГРУЗОПОДЪЁМНОСТИ**

Д. А. Баранов, В. Д. Еленев, А. В. Смородин 25

**ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УНИВЕРСАЛЬНЫХ ПЛАТФОРМ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

В. В. Волощев, И. С. Ткаченко, С. Л. Сафронов 35

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕЛЁТОВ НА ВЫСОКИЕ
ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ
С ХИМИЧЕСКИМИ И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

С. А. Ишков, П. В. Фадеенков, В. Л. Балакин 48

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ
ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В ОДНОГОРЕЛОЧНОМ СЕКТОРЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ НАЧАЛЬНЫХ
УСЛОВИЙ РАСПЫЛИВАНИЯ ТОПЛИВА**

В. Е. Костюк, Е. И. Кирилаш, А. В. Стасюк, В. В. Шеин, Д. В. Карзов 56

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ
ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА В ПОЛНОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И ЕЁ ОДНОГОРЕЛОЧНОМ СЕКТОРЕ**

В. Е. Костюк, Е. И. Кирилаш, А. В. Стасюк, В. В. Шеин, Д. В. Карзов 65

**НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫСОТНОГО ЗАПУСКА
ДВИГАТЕЛЯ ТИПА РД-33**

С. В. Коцюбинский, Ю. А. Равикович 74

**ВЛИЯНИЕ ЗАКЛИНИВАНИЯ ТРОСА НА ДВИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ
ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ДИНАМИЧЕСКОМ РАЗВЁРТЫВАНИИ**

А. С. Ледков, Д. И. Дюков 82

**РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ
АВАРИЙНОГО ПРИВОДНЕНИЯ ЛЁГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО ВЕРТОЛЁТА**

*С. А. Михайлов, Д. В. Неделько, Т. А. Мухаметшин,
А. Н. Беляевский, Л. Г. Гонцова* 91

**О РАБОТАХ ОКБ ИЛЬЮШИНА С ГЕНЕРАЛЬНЫМ КОНСТРУКТОРОМ
Н. Д. КУЗНЕЦОВЫМ**

Г. В. Новожилов 101

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОЛЯ ПРИ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОМ РАЗРЯДЕ НА ПОВЕРХНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	<i>Н. Д. Сёмкин, В. Л. Балакин, В. В. Брагин</i>	112
МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ НЕГЕРМЕТИЧНЫХ ОТСЕКОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ПРОНИКНОВЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОЛЯ	<i>Н. Д. Сёмкин, В. Л. Балакин, В. В. Брагин</i>	120
РЕЗОНАНСНЫЙ МЕТОД УСКОРЕНИЯ НЕМАГНИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ	<i>Н. Д. Сёмкин, А. В. Пияков, К. Е. Воронов, К. И. Сухачёв</i>	126
<hr/> МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА <hr/>		
МАНИПУЛЯЦИОННО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА	<i>А. В. Алексеев, А. Л. Оленин, Г. В. Смирнов, А. Н. Фендриков</i>	133
ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕКСТУРЫ И СТРУКТУРЫ НА ПРЕДЕЛЬНОЕ ФОРМОИЗМЕНЕНИЕ ОБШИВочНЫХ ЛИСТОВ ПРИ ОБТЯЖКЕ	<i>В. Ю. Арышенский, А. Ф. Гречникова, Я. А. Ерисов</i>	142
ГАСИТЕЛИ ПУЛЬСАЦИИ ДАВЛЕНИЯ КАК СРЕДСТВО УЛУЧШЕНИЯ СОБСТВЕННЫХ ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СТЕНДОВ	<i>Э. Г. Берестовицкий, Ю. А. Гладилин, А. Н. Крючков, А. Е. Фёдоров, А. А. Франтов, Е. В. Шахматов</i>	149
ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ ВХОДНОГО УЧАСТКА ШНЕКО- ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ КОМБИНИРОВАННОГО НАСОСА НА ВИБРАЦИОННОЕ И ПУЛЬСАЦИОННОЕ СОСТОЯНИЯ	<i>С. А. Гафуров, Л. В. Родионов, А. Н. Крючков, Г. М. Макарьянц, Е. В. Шахматов</i>	155
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИЧИН РАЗРУШЕНИЯ ПОДШИПНИКОВОЙ ОПОРЫ ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ КОМБИНИРОВАННОГО НАСОСНОГО АГРЕГАТА	<i>С. А. Гафуров, Л. В. Родионов, А. Н. Крючков, Г. М. Макарьянц, Е. В. Шахматов</i>	164
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАСИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ УСКОРЕННОГО ПОТОКА ЖИДКОСТИ ДЛЯ ТРУБОПРОВОДНЫХ МАГИСТРАЛЕЙ	<i>М. А. Гимадиев, А. Г. Гимадиев</i>	172
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ОХЛАЖДЕНИИ РЯДА АЛЮМИНИЕВЫХ СЛИТКОВ ВОЗДУХОМ	<i>А. С. Горшенин</i>	179
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СПОСОБА ЛИТЬЯ ПОД ПОРШНЕВЫМ ДАВЛЕНИЕМ ДЛЯ ИЗМЕЛЬЧЕНИЯ СТРУКТУРЫ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА	<i>Ф. В. Гречников, И. П. Попов, А. М. Бибииков, Е. Г. Демьяненко, К. А. Николенко</i>	183

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗДЕЛИТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ
ОБРАБОТКИ ДАВЛЕНИЕМ**

К. М. Иванов, П. М. Винник, В. Н. Иванов

192

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И АЛГОРИТМ РАСЧЁТА ЧАСТОТНЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОВЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ЦЕПЕЙ
ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ СХЕМЫ**

А. А. Игонин, А. Г. Гимадиев

200

МОДЕЛЬ СЕДИМЕНТАЦИИ ТВЁРДЫХ ЧАСТИЦ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Ю. В. Полянсков, А. Н. Евсеев, В. А. Поройков

208

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛА ОПЕРЕЖЕНИЯ ЗАЖИГАНИЯ ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ
С БЕНЗИНА НА ГАЗ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ
ТОПЛИВНОЙ СМЕСИ**

В. А. Шишков

214

ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ
МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ С МЕХАТРОННЫМ ГИБРИДНЫМ ПРИВОДОМ**

Ю. В. Илюхин, А. В. Татаринцева

222

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

**ИЕРАРХИЧЕСКИЕ И АССОЦИАТИВНЫЕ СВЯЗИ МЕЖДУ ТЕРМИНАМИ
В ТЕЗАУРУСЕ НА ПРИМЕРЕ СЛОВАРЯ ПРОЕКТАНТА**

Н. М. Боргест, Д. В. Шустова, С. Р. Гиматдинова

228

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЦ НОВООБРАЗОВАНИЙ КОЖИ МЕТОДОМ
ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ОБРАТНОГО РАССЕЯНИЯ**

*В. П. Захаров, С. В. Козлов, Е. В. Тимченко, П. Е. Тимченко,
А. А. Морятков, И. А. Братченко, Л. А. Таскина*

237

**КОНЦЕПТУАЛЬНО-ЛОГИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОМПЛЕКСНОЙ
ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЕДИНИЧНЫМ И
МЕЛКОСЕРИЙНЫМ ПРОИЗВОДСТВОМ АВИАЦИОННЫХ АГРЕГАТОВ**

И. В. Прилепский

247

ЭКОНОМИКА И ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ

**ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ФРАНЧАЙЗИНГ И ДИСТАНЦИОННОЕ ОБУЧЕНИЕ
НА РЫНКЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ УСЛУГ**

С. А. Нечитайло

260

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛОГОПЕРИОДИЧЕСКИХ КОЛЕБАНИЙ С ПОМОЩЬЮ
ИЕРАРХИЧЕСКИХ СТРУКТУР**

А. С. Пивоварова

266

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОНДОВЫХ РЫНКОВ

А. А. Стеряков

274

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

DYNAMICS OF TOWING TETHERED SPACECRAFT IN THE CENTRAL GRAVITATIONAL FIELD <i>V. S. Aslanov, V. V. Yudin</i>	9
MULTISPRAYER LOW-EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF MODERN TURBOJET ENGINES - N.D.KUZNETSOV'S CREATIVE HERITAGE <i>D. Yu. Bantikov, V. I. Vasilyev, V. N. Lavrov, Yu. I. Tsibisov, S. G. Matveev, M. Yu. Orlov, I. A. Zubrilin</i>	17
PRINCIPLES OF CONSTRUCTING SYSTEMS AND OBJECTS OF A MIDDLE-CLASS SPACE ROCKET COMPLEX WITH INCREASED LOAD-CARRYING CAPACITY <i>D. A. Baranov, V. D. Yelenev, A. V. Smorodin</i>	25
CHOICE OF DESIGN PARAMETERS OF UNIVERSAL PLATFORMS OF SMALL SPACE VEHICLES <i>V. V. Volotsuev, I. S. Tkachenko, S. L. Safronov</i>	35
ASSESSING THE EFFICIENCY OF FLIGHTS TO HIGH NEAR-EARTH ORBITS USING BOOSTERS WITH CHEMICAL AND ELECTRO-ROCKET ENGINES <i>S. A. Ishkov, P. V. Fadeenkov, V. L. Balakin</i>	48
NUMERICAL SIMULATION OF GAS TEMPERATURE SPATIAL DISTRIBUTION IN A ONE-BURNER SECTOR OF A GAS TURBINE COMBUSTOR WITH UNCERTAIN INITIAL CONDITIONS OF FUEL ATOMIZATION <i>V. Ye. Kostyuk, Ye. I. Kirilash, A. V. Stasyuk, V. V. Shein, D. V. Karzov</i>	56
NUMERICAL SIMULATION OF GAS TEMPERATURE SPATIAL DISTRIBUTION IN A ULL-SIZE GAS TURBINE COMBUSTOR AND ITS ONE-BURNER SECTOR <i>V. Ye. Kostyuk, Ye. I. Kirilash, A. V. Stasyuk, V. V. Shein, D. V. Karzov</i>	65
SOME PECULIARITIES OF HIGH-ALTITUDE STARTING OF ENGINES OF THE RD-33 TYPE <i>S. V. Kotsyubinsky, Yu. A. Ravikovich</i>	74
THE INFLUENCE OF TETHER JAMMING ON THE MOTION OF A SPACE TETHER SYSTEM DURING DYNAMIC DEPLOYMENT <i>A. S. Ledkov, D. I. Dyukov</i>	82
NUMERICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE DYNAMICS OF LIGHT MULTIPURPOSE HELICOPTER DITCHING <i>S. A. Mikhailov, D. V. Nedelko, T. A. Mukhametshin, A. N. Belyaevskiy, L. G. Gontsova</i>	91
JOINT WORKS OF ILYUSHIN DESIGN BUREAU AND GENERAL DESIGNER N.D. KUZNETSOV <i>G. V. Novozhilov</i>	101

SIMULATING ELECTROMAGNETIC FIELD DISTRIBUTION DUE TO ELECTROSTATIC DISCHARGE ON THE SPACECRAFT SURFACE	
<i>N. D. Syomkin, V. L. Balakin, V. V. Bragin</i>	112
METHODS OF PROTECTING UNPRESSURIZED COMPARTMENTS OF SPACECRAFT FROM THE PENETRATION OF ELECTROMAGNETIC FIELD	
<i>N. D. Syomkin, V. L. Balakin, V. V. Bragin</i>	120
RESONANT METHOD OF ACCELERATING NON-MAGNETIC MATERIALS	
<i>N. D. Syomkin, A. V. Piyakov, K. Ye. Voronov, K. I. Sukhachev</i>	126
<hr/> MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES <hr/>	
MANIPULATION TECHNOLOGICAL COMPLEX FOR MANNED SUBMERSIBLES	
<i>A. V. Alekseev, A. L. Olenin, G. V. Smirnov, A. N. Fendrikov</i>	133
THE INFLUENCE OF GRAIN ORIENTATION AND STRUCTURE PARAMETERS ON THE LIMITING FORMABILITY OF SKIN SHEETS DURING STRETCH-WRAP FORMING	
<i>V. Yu. Aryshensky, A. F. Grechnikova, Ya. A. Yerisov</i>	142
PRESSURE PULSATION DAMPERS AS A MEANS OF IMPROVING THE INHERENT VIBROACOUSTIC CHARACTERISTICS OF HYDRAULIC TEST RIGS	
<i>E. G. Berestovitsky, Yu. A. Gladilin, A. N. Kryuchkov, A. Ye. Fyodorov, A. A. Frantov, Ye. V. Shakhmatov</i>	149
THE INFLUENCE OF A COMBINED PUMP'S AUGER-CENTRIFUGAL STAGE INLET DESIGN ON ITS VIBRATION AND PULSATION STATES	
<i>S. A. Gafurov, L. V. Rodionov, A. N. Kryuchkov, G. M. Makaryants, Ye. V. Shakhmatov</i>	155
ANALYSIS OF THE CAUSES OF AUGER-CENTRIFUGAL PUMP BEARING DESTRUCTION	
<i>S. A. Gafurov, L. V. Rodionov, A. N. Kryuchkov, G. M. Makaryants, Ye. V. Shakhmatov</i>	164
EXPERIMENTAL STUDY OF A POWER ABSORBER OF ACCELERATED FLUID FLOW IN PIPELINES	
<i>M. A. Gimadiev, A. G. Gimadiev</i>	172
MATHEMATICAL MODELING OF HEAT EXCHANGE ON AIR COOLING OF A NUMBER OF ALUMINUM INGOTS	
<i>A. S. Gorshenin</i>	179
APPLICATION OF A CASTING TECHNIQUE IN THE FORM OF PISTON PRESSING FOR GRINDING THE STRUCTURE OF AN ALUMINUM ALLOY	
<i>F. V. Grechnikov, I. P. Popov, A. M. Bibikov, E. G. Demyanenko, K. A. Nikolenko</i>	183
NUMERICAL SIMULATION OF SEPARATION PROCESSES IN MECHANICAL WORKING	
<i>K. M. Ivanov, P. M. Vinnik, V. N. Ivanov</i>	192

SIMULATOR, ALGORITHM AND SOFTWARE FOR THE COMPUTATION OF DIFFERENTIAL GAS CIRCUITS FREQUENCY RESPONSE	
<i>A. A. Igonin, A. G. Gimadiev</i>	200
MODEL OF SEDIMENTATION OF SOLID PARTICLES OF HETEROGENEOUS MATERIALS	
<i>Yu. V. Polyanskov, A. N. Evseev, V. A. Poroykov</i>	208
DETERMINING THE ANGLE OF ADVANCE OF IGNITION WHEN SWITCHING FROM PETROL TO GAS DEPENDING ON FUEL MIXTURE BURNING RATE	
<i>V. A. Shishkov</i>	214
ELECTRONICS, MEASURING DEVICES, RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATION	
<hr/>	
MATHEMATICAL MODEL AND PECULIARITIES OF OPERATING MOBILE ROBOTS WITH HYBRID DRIVES	
<i>Yu. V. Ilyukhin, A. V. Tatarintseva</i>	222
CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE	
<hr/>	
HIERARCHICAL AND ASSOCIATIVE RELATIONS BETWEEN THE TERMS IN THE THESAURUS IN A DESIGNER'S DICTIONARY TAKEN AS AN EXAMPLE	
<i>N. M. Borgest, D. V. Shustova, S. R. Gimatdinova</i>	228
IDENTIFYING THE BOUNDARIES OF SKIN TUMORS BY DIFFERENTIAL BACKSCATTER	
<i>V. P. Zakharov, S. V. Kozlov, E. V. Timchenko, P. E. Timchenko, A. A. Moryatov, I. A. Bratchenko, L. A. Taskina</i>	237
CONCEPTUALLY LOGICAL MODEL OF AN INTEGRATED DATA SYSTEM (SOFTWARE & HARDWARE) FOR THE CONTROL OF INDIVIDUAL AND SMALL-SCALE PRODUCTION OF AVIATION COMPONENTS	
<i>I. V. Prilepsky</i>	247
ECONOMICS AND HUMANITIES	
<hr/>	
EDUCATIONAL FRANCHISING AND DISTANCE LEARNING IN THE MARKET OF EDUCATIONAL SERVICES	
<i>S. A. Nechitailo</i>	260
LOG-PERIODIC OSCILLATIONS IN HIERARCHICAL MODELS	
<i>A. S. Pivovarova</i>	266
SIMULATION MODELING OF STOCK MARKETS	
<i>A. A. Steryakov</i>	274

УДК 531.36+629.78

ДИНАМИКА БУКСИРОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ТРОСЕ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ

© 2012 В. С. Асланов, В. В. Юдинцев

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается движение космического аппарата как твёрдого тела, соединённого вязкоупругим тросом с космическим буксиром в центральном гравитационном поле. На основе формализма Лагранжа получены уравнения пространственного движения космического аппарата и орбитального движения центра масс системы в оскулирующих элементах. Изучено влияние на движение космического аппарата параметров системы и начальных условий движения. Показана возможность существования критических режимов движения, приводящих к запутыванию троса.

Космический буксир, упругий трос, твёрдое тело, центральное гравитационное поле, оскулирующие элементы.

1. Введение

Статья посвящена изучению пространственного движения космического аппарата (КА) как твёрдого тела на тросовой связи с КА-буксиром. Динамике твёрдого тела в космическом пространстве посвящено большое число работ. Отметим, в частности, монографию Белецкого В.В. [1] об орбитальном движении космических аппаратов относительно центра масс, монографии Ярошевского В.А. [2] и Асланова В.С. [3] о движении твёрдого тела в атмосфере. Движение КА относительно центра масс на упругой связи в составе космической тросовой системы рассматривалось в работах Асланова В. С. [4,5,6], Асланова В. С. и Ледкова А. С. [7], Асланова В. С. и Стратилатова Н. Р. [8], Заболотнова Ю. М. и Наумова О. Н. [9]. В этих работах описана и проанализирована ситуация, когда одно из концевых тел тросовой системы совершает заданное орбитальное движение.

В представленной статье рассматривается движение тросовой системы, когда одно из тел системы – КА-буксир является активным, оказывающим влияние как на движение всей системы, так и на движение вокруг центра масс твёрдого тела – пассивного КА. Это необходимо при детальном исследовании динамики системы

в целом и отдельных её элементов. На основе формализма Лагранжа формируются уравнения пространственного движения твёрдого тела на вязкоупругом тросе вокруг центра масс тела и относительно центра масс всей системы, а оскулирующие элементы используются для изучения эволюции орбиты системы. Предложенный в работе выбор обобщённых координат позволяет упростить анализ относительного движения пассивного КА и троса.

2. Уравнения движения

Будем рассматривать активный КА в виде материальной точки, пассивный КА как осесимметричное твёрдое тело, а трос упруговязким и невесомым. Предполагаем, что центры масс тел в процессе движения остаются в плоскости орбиты. Для построения математической модели используются четыре правые системы координат:

1. Инерциальная система координат $O'x_p y_p z_p$, расположенная в точке перицентра с плоскостью $O'x_p y_p$, совпадающей с плоскостью орбиты, осью $O'y_p$, совпадающей с прямой, проведённой через центр притяжения и перицентр и осью

$O'x_p$, направленной по вектору орбитальной скорости в перигентре.

2. Подвижная орбитальная система координат $Ox_oy_oz_o$ с началом в центре масс системы, осью Oy_o , направленной от притягивающего центра и осью Ox_o , лежащей в плоскости орбиты и направленной в сторону направления орбитальной скорости.

3. Подвижная система координат $Sx_cy_cz_c$ с началом координат в центре масс пассивного КА: ось Sx_c направлена по прямой, соединяющей центры масс пассивного и активного КА, ось Sy_c параллельна плоскости Ox_oy_o .

4. Четвёртая система координат Sx_uz является главной центральной системой координат пассивного КА (рис. 1).

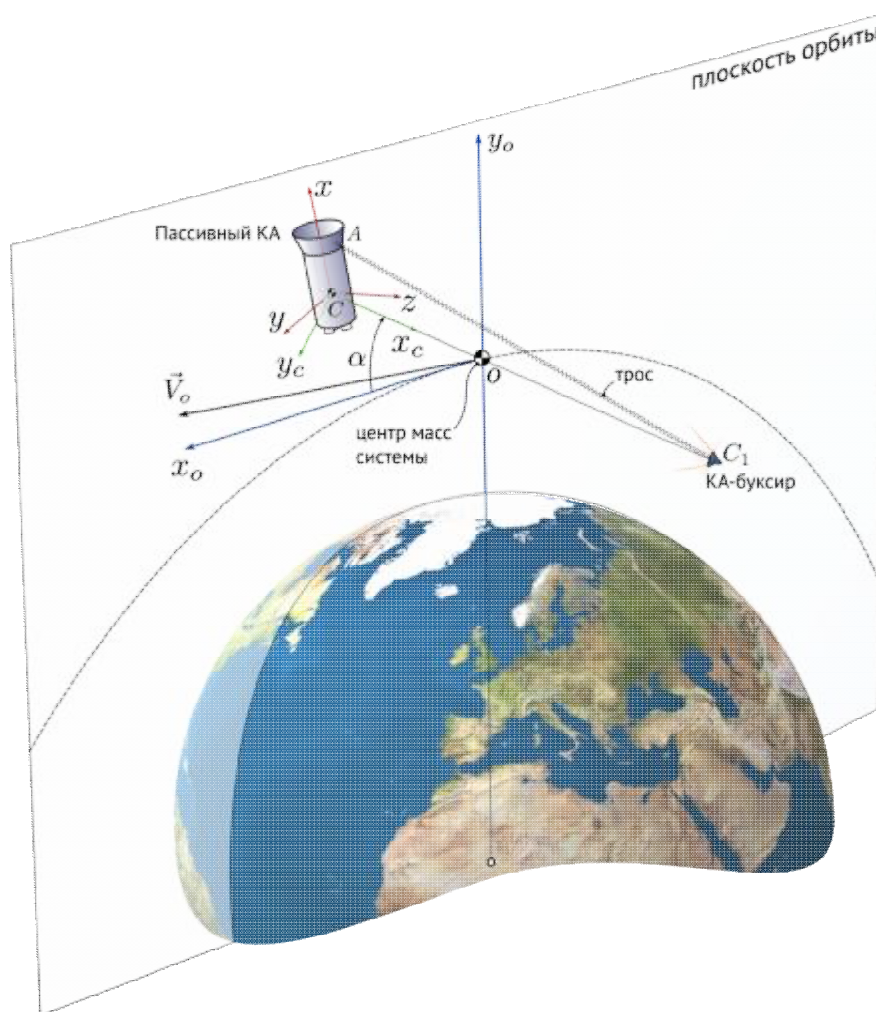


Рис. 1. Схема тросовой системы

Для построения уравнений движения системы вокруг центра масс будем использовать формализм Лагранжа, а для уравнений движения центра масс системы – оскулирующие элементы.

2.1. Уравнения движения вокруг центра масс

Для определения положения системы относительно общего центра масс и положения пассивного КА относительно-

го собственного центра масс выберем следующие **обобщённые координаты**: $q_1 \equiv \alpha$ – угол поворота системы координат $Sx_cy_cz_c$ относительно $Ox_oy_oz_o$ вокруг оси Oz_o (рис. 1); $q_2 \equiv s$ – расстояние между центрами КА; $q_3 \equiv \psi$, $q_4 \equiv \theta$, $q_5 \equiv \varphi$ – углы, задающие положение базиса Sx_uz , связанного с твёрдым телом, относительно базиса $Sx_cy_cz_c$. Уравнения движения

запишем в форме уравнений Лагранжа II-го рода [10]:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} = Q_i, \quad i = 1, \dots, 5. \quad (1)$$

Кинетическая энергия системы имеет вид:

$$T = T_v + T_\omega, \quad (2)$$

где T_v , T_ω – кинетические энергии поступательного и вращательного движений, соответственно.

Кинетическую энергию поступательного движения будем определять в виде:

$$T_v = \frac{m_1 v_1^2}{2} + \frac{m_2 v_2^2}{2}, \quad (3)$$

где индекс 1 отвечает активному КА, индекс 2 – пассивному КА.

Абсолютная скорость центров масс КА определяется как сумма скорости центра масс системы и скорости движения центров масс КА относительно центра масс системы:

$$\mathbf{v}_i = \mathbf{v}_0 + d\mathbf{R}_i / dt, \quad i = 1, 2, \quad (4)$$

где $d\mathbf{R}_i / dt$ – локальная производная радиус-вектора положения i -го КА относительно центра масс системы в орбитальном подвижном базисе.

Координатный столбец вектора скорости центра масс системы \mathbf{v}_0 в проекциях на оси орбитальной подвижной системы координат определяется следующим образом:

$$\mathbf{v}_0 = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \begin{bmatrix} 1 + e \cos \vartheta \\ e \sin \vartheta \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где ϑ – угол истинной аномалии, p – фокальный параметр, e – эксцентриситет орбиты, μ – гравитационный параметр. Радиус-векторы пассивного и активного КА относительно центра масс системы в проекциях на оси $Ox_0y_0z_0$ имеют вид:

$$\mathbf{R}_2 = \begin{bmatrix} s_1 \cos \alpha \\ s_1 \sin \alpha \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}_1 = \begin{bmatrix} -s_1 \cos \alpha \\ s_1 \sin \alpha \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$s_1 = s \frac{m_2}{m_1 + m_2}, \quad s_2 = s \frac{m_1}{m_1 + m_2}, \quad (7)$$

где s_1 , s_2 – расстояния от центра масс системы до центров масс КА 1 и 2, соответственно; s – расстояние между центрами масс КА. Дифференцируя (6) с учётом формул (3), (4) и (7), получим кинетическую энергию поступательного движения:

$$T_v = \frac{m_2 m_1 \left(2e^2 \mu + 4e \mu \cos \vartheta + 2\mu + p \left(s^2 (\dot{\alpha} - \dot{\vartheta})^2 + \dot{s}^2 \right) \right)}{2(m_1 + m_2)p} + \frac{\mu m_1^2 (e^2 + 2e \cos(\vartheta) + 1) + \mu m_2^2 (e^2 + 2e \cos(\vartheta) + 1)}{2(m_1 + m_2)p}. \quad (8)$$

Для определения кинетической энергии вращательного движения T_ω в выражении (2) найдём абсолютную угловую скорость твёрдого тела как сумму угловой скорости базиса $Cx_c y_c z_c$ и угловой скорости тела относительно этого базиса:

$$\boldsymbol{\omega}_2 = \boldsymbol{\omega}_c + \boldsymbol{\omega}_{2c}. \quad (9)$$

Угловая скорость базиса $Cx_c y_c z_c$ определяется изменением угла α и угла истинной аномалии ϑ :

$$\boldsymbol{\omega}_c = \mathbf{k}_0 (\dot{\alpha} - \dot{\vartheta}), \quad (10)$$

где \mathbf{k}_0 – орт оси Cz_0 базиса $Ox_0y_0z_0$. Угловая скорость твёрдого тела относительно собственного базиса $Cx_c y_c z_c$ записывается следующим образом [11]:

$$\boldsymbol{\omega}_{2c} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} + \dot{\psi} \cos \theta \\ \dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi \\ -\dot{\theta} \sin \varphi + \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (11)$$

Кинетическая энергия вращательно-го движения твёрдого тела относительно центра масс определяется как

$$T_{\omega} = \frac{1}{2} \left[A_2 \left(-(\dot{\alpha} + \dot{\beta}) \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta + \dot{\phi} \right)^2 + \right. \\ \left. + B_2 \left((\dot{\alpha} + \dot{\beta}) (\cos \theta \sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \psi) + \dot{\psi} \sin \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi \right)^2 + \right. \\ \left. + B_2 \left((\dot{\alpha} + \dot{\beta}) (\cos \theta \cos \phi \cos \psi - \sin \phi \sin \psi) + \dot{\psi} \sin \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \right)^2 \right]$$

Обобщённые силы включают в себя силу тяги реактивного двигателя, приложенную к активному КА, силу натяжения троса и центральную гравитационную силу. Силу натяжения троса определим как

$$F_t = H_v \left[c_t (l - l_0) + k_t \dot{l} \right],$$

где l – длина троса, l_0 – свободная длина троса, c_t – жёсткость троса, k_t – коэффициент демпфирования троса; функция Хевисайда:

Длина троса в общем случае равна

$$l = |\mathbf{R}_{12}| = \sqrt{s^2 - 2s[\rho_x \cos \theta + \sin \theta (\rho_y \sin \varphi + \rho_z \cos \varphi)] + \rho^2}.$$

Будем считать, что длина троса l существенно больше модуля вектора $\boldsymbol{\rho}$:

$$l \approx s - \rho_x \cos \theta - \sin \theta (\rho_y \sin \varphi + \rho_z \cos \varphi),$$

скорость деформации троса равна

$$\dot{l} = \dot{s} + \dot{\theta} \cdot [\rho_x \sin \theta - (\rho_y \sin \varphi + \rho_z \cos \varphi) \cos \theta] + \\ + \dot{\phi} \sin \theta (\rho_z \sin \varphi - \rho_y \cos \varphi).$$

Вектор силы натяжения троса, действующий на тела 1 и 2, определим следующим образом:

$$\mathbf{F}_{t2} = -\mathbf{F}_{t1} = \mathbf{i}_c P,$$

где \mathbf{i}_c – орт оси Sx_c . Радиус-вектор точки приложения силы натяжения троса на пассивном КА равен:

$$\mathbf{r}_{t2} = \mathbf{r}_2 + \boldsymbol{\rho}.$$

$$2T_{\omega} = \boldsymbol{\omega}_{2c} \cdot \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}_{2c}. \quad (12)$$

Для осесимметричного твёрдого тела с двухосным эллипсоидом инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, B)$ с учётом (8)–(10) и (11) выражение T_{ω} примет вид:

$$H_v = \begin{cases} 0, l \leq l_0, \\ 1, l > l_0. \end{cases}$$

Радиус-вектор \mathbf{R}_{12} , соединяющий точку крепления троса на твёрдом теле с активным КА, определяется следующим образом:

$$\mathbf{R}_{12} = \mathbf{R}_2 + \boldsymbol{\rho} - \mathbf{R}_1,$$

где $\boldsymbol{\rho}$ – радиус-вектор точки крепления троса на твёрдом теле относительно его центра масс.

Точка приложения силы натяжения троса на первом теле определяется радиус-вектором $\mathbf{r}_{t1} = \mathbf{r}_1$.

Обобщённые силы записываются с помощью выражения [10]:

$$Q_i = \mathbf{F}_{t1} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_{t1}}{\partial q_i} + \mathbf{F}_{t2} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_{t2}}{\partial q_i} + \mathbf{F}_1 \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_1}{\partial q_i} + \\ + \mathbf{F}_{g1} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_1}{\partial q_i} + \mathbf{F}_{g2} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_2}{\partial q_i}, \quad i = 1 \dots 7,$$

где \mathbf{F}_1 – активная сила; \mathbf{F}_{g1} , \mathbf{F}_{g2} – силы притяжения, действующие на тела 1 и 2:

$$\mathbf{F}_{gi} = -\frac{\mu m_i}{r_i^3} \mathbf{r}_i, \quad i = 1, 2.$$

Найденное значение кинетической энергии системы и обобщённые силы по-

звоняют сформировать уравнения движения рассматриваемой системы.

2.2. Уравнения движения центра масс системы

Для записи уравнений движения центра масс системы воспользуемся оскулирующими элементами [12]. Для возмущающей орбиту силы $\mathbf{F}_1 = \mathbf{i}_0 P$, действующей вдоль оси Ox_0 орбитальной подвижной системы координат, уравнения движения примут вид:

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} a_x \left(1 + \frac{r_0}{p} \right) \sin \vartheta,$$

$$\Omega = \Omega_0 = \text{const}, \quad i = i_0 = \text{const},$$

$$\frac{dp}{dt} = 2a_x r_0 \sqrt{p/m},$$

$$\frac{de}{dt} = a_x \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\frac{e r_0}{p} + \left(1 + \frac{r_0}{p} \right) \cos \vartheta \right),$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r_0^2} - a_x \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(1 + \frac{r_0}{p} \right) \sin \vartheta,$$

где ω – аргумент перигея, Ω – долгота восходящего узла, i – наклонение орбиты, p – аргумент перигея, e – эксцентриситет орбиты, ϑ – угол истинной аномалии, $a_x = P/(m_1 + m_2)$ – проекция на ось Ox_0 возмущающего ускорения.

3. Численное моделирование

С целью изучения влияния начальных условий и параметров системы на её поведение рассмотрим четыре случая, отличающиеся начальными значениями расстояния между КА, начальной угловой скоростью пассивного КА и его моментами инерции.

Пусть на КА-буксир действует постоянная сила, направленная в сторону, противоположную оси Ox_0 : $P = -1$ Н. Система имеет следующие неизменные параметры: $B = C = 15000$ кг·м², $m_1 = 500$ кг, $m_2 = 3000$ кг, $\rho_x = 1$ м; $c_t = 83$ ГПа, $k_t = 0,1$ Н·с/м, $l_0 = 200$ м, $\mu = 3.987 \cdot 10^{14}$ и элементы орбиты: $e_0 = 0.01$, $p_0 = 6871$ км, $i_0 = \pi/3$, $\Omega_0 = 0$, $\omega_0 = \pi/2$, $\vartheta_0 = 0$. Во всех рассматриваемых случаях в начальный момент угол между осью симметрии

твёрдого тела и прямой CC_1 $\theta_0 = \pi/3$, угол $\alpha_0 = 0$ и $\dot{\theta} = \dot{\psi} = 0$.

3.1. Движение твёрдого тела при постоянно натянутом тросе и начальной угловой скорости $\dot{\phi}_0 = 0,05$ с⁻¹, момент инерции $A = 3500$ кг·м²

Пусть система совершает движение при постоянно натянутом тросе: $l > l_0$. График изменения угла нутации θ на протяжении половины орбитального периода приведен на рис. 2. Начальная угловая скорость пассивного КА ϕ_0 приводит к возникновению гироскопического эффекта, что при наличии возмущающей силы натяжения троса вызывает увеличение угла θ . На рис. 3 представлен график изменения высоты орбиты под действием силы, приложенной к КА-буксиру.

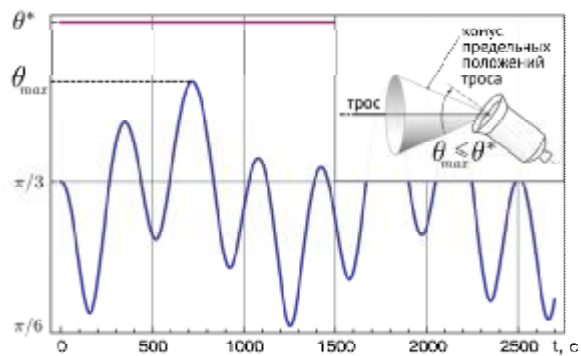


Рис. 2. Изменение угла θ по времени для первого случая

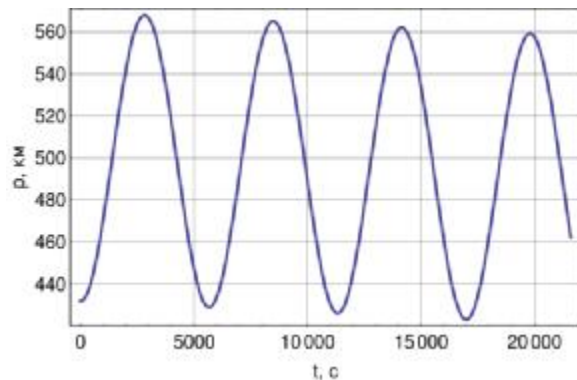


Рис. 3. Изменение высоты орбиты по времени для первого случая в течение 4 орбитальных периодов

3.2. Движение твёрдого тела при периодических ослаблениях троса

Рассмотрим случай, когда начальное расстояние между телами меньше свободной длины троса $s_0=190$ м. Трос воздействует на пассивный КА в течение коротких промежутков времени. Импульсные воздействия троса приводят существенным изменениям угла θ , и этот угол может превысить некоторое критическое значение θ^* (рис. 4), которое определяется формой пассивного КА.

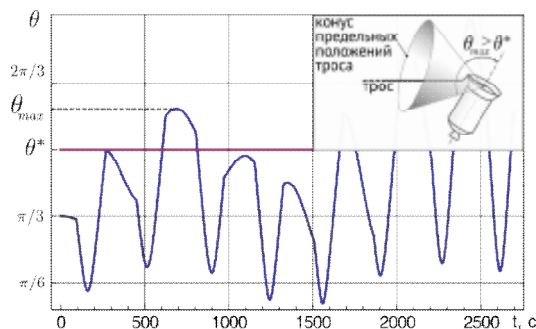


Рис. 4. Изменение угла θ по времени для второго случая

3.3. Движение твёрдого тела при постоянно натянутом тросе и большом моменте инерции пассивного КА

Рассмотрим случай, отличающийся от первого большим значением продольного момента инерции КА: $A=12000$ кгм². Как показано на рис. 5, увеличение кинетического момента пассивного КА приводит к большему отклонению угла θ от начального значения. Как и во втором случае, значение угла θ в процессе движения превышает некоторое критическое значение θ^* .

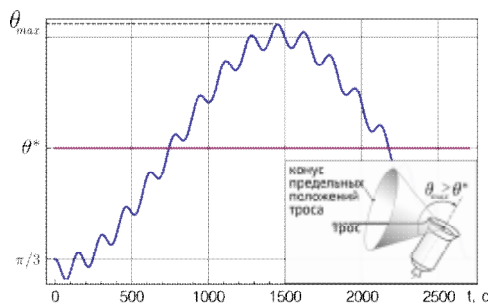


Рис. 5. Изменение угла θ по времени для третьего случая

3.4. Движение твёрдого тела при постоянно натянутом тросе и начальной угловой скорости $\dot{\phi}_0 = 0,1$ с⁻¹

Результаты численного моделирования, представленные на рис. 6, показывают, что при увеличении начальной угловой скорости собственного вращения КА в два раза по сравнению с первым случаем наблюдаются эффекты аналогичные тем, что представлены на рис. 5.

Таким образом, при некоторых значениях начальной угловой скорости собственного вращения пассивного КА, величины продольного момента инерции и начального натяжения троса могут возникать режимы движения, когда угол между линией троса и продольной осью КА превышает некоторое критическое значение θ^* , что может привести к зацеплению троса за элементы конструкции КА.

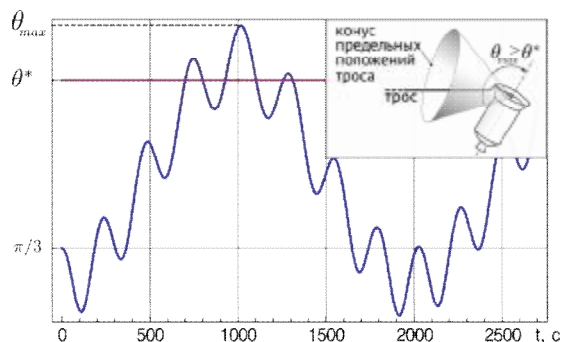


Рис. 6. Изменение угла θ по времени для четвертого случая

4. Заключение

На основе формализма Лагранжа построена математическая модель движения тросовой системы, состоящей из пассивного КА, вязкоупругого троса и космического буксира в центральном гравитационном поле. Анализ результатов численного моделирования показывает, что при буксировке КА необходимо учитывать его движение вокруг центра масс. В процессе движения пассивного КА возможны режимы движения, приводящие к большим колебаниям продольной оси КА, что может привести к запутыванию троса. Эти режимы определяются с начальными условиями движения и параметрами буксируемого КА.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 12-01-00317-а).

Библиографический список

1. Белецкий, В. В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле [Текст] / В. В. Белецкий – М.: Наука, 1975.
2. Ярошевский, В. А. Движение неуправляемого тела в атмосфере [Текст] / В. А. Ярошевский – М.: Машиностроение, 1978.
3. Асланов, В. С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере [Текст] / В. С. Асланов – М.: Физматлит, 2004.
4. Асланов, В. С. Колебания тела с орбитальной тросовой системой [Текст] / В. С. Асланов // Прикладная математика и механика. – 2007. – Т. 71, Вып. 6. – С. 1027-1033.
5. Асланов, В. С. Влияние упругости орбитальной тросовой системы на колебания спутника [Текст] / В. С. Асланов // Прикладная математика и механика. – 2010. – Т. 74. Вып. 4. – С. 582-593.
6. Асланов, В. С. Колебания спутника с вертикальным упругим тросом на орбите [Текст] / В. С. Асланов // Известия РАН «Механика твердого тела». – 2011. – №5. – С. 3-15.
7. Асланов, В. С. Хаотические колебания КА с упругим радиально ориентированным тросом [Текст] / В. С. Асланов, А. С. Ледков // Космические исследования. – 2012. – Т. 50, № 2. – С. 194-204.
8. Асланов, В. С. Малые колебания осесимметричного космического аппарата с тросовой системой [Текст] / В. С. Асланов, Н. Р. Стратилатов // Вестник СамГУ – Естественнонаучная серия. Механика. – 2008. – 6 (65). – С. 202-208.
9. Заболотнов, Ю. М. Движение спускаемой капсулы относительно центра масс при разворачивании орбитальной тросовой системы [Текст] / Ю. М. Заболотнов, О. Н. Наумов // Космические исследования. – 2012. – Т. 50 № 2. – С. 183-193.
10. Бухгольц, Н. Н. Основной курс теоретической механики [Текст]: учеб. для гос. ун-тов / Н. Н. Бухгольц. – 4-е изд., перераб. и доп. С. М. Таргом. – М.: Наука, 1966. Ч. 2: Динамика системы материальных точек.
11. Виттенбург, Й. Динамика систем твёрдых тел [Текст] / Й. Виттенбург – М.: Мир, 1980.
12. Охоцимский, Д. Е. Основы механики космического полёта [Текст]: учеб. пособие / Д. Е. Охоцимский, Ю. Г. Сихарулидзе – М.: Наука. 1990.

DYNAMICS OF TOWING TETHERED SPACECRAFT IN THE CENTRAL GRAVITATIONAL FIELD

© 2012 V. S. Aslanov, V. V. Yudintsev

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

The motion of spacecraft as a rigid body connected to a space tow with a viscoelastic tether in the central gravitational field is discussed in the paper. The equations of spacecraft spatial motion and the orbital motion of the system's center of mass in osculating elements are obtained on the basis of Lagrange formalism. The influence of the system's parameters and the initial conditions of motion on the motion of the spacecraft is analyzed. The possibility of critical modes of motion leading to the entanglement of the tether is shown.

Space tow, elastic tether, rigid body, central gravitational field, osculating elements.

Информация об авторах

Асланов Владимир Степанович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теоретической механики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: aslanov_vs@mail.ru. Область научных интересов: динамика твёрдого тела, динамика систем тел, хаотическая динамика, динамика космических тросовых систем.

Юдинцев Вадим Вячеславович, кандидат технических наук, доцент кафедры теоретической механики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: yudintsev@classmech.ru. Область научных интересов: динамика твёрдого тела, динамика систем тел, хаотическая динамика, динамика космических тросовых систем.

Aslanov Vladimir Stepanovich, doctor of technical science, professor, head of the department of theoretical mechanics, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: aslanov_vs@mail.ru. Area of research: rigid-body dynamics, dynamics of body systems, chaotic dynamics, dynamics of space tether systems.

Yudintsev Vadim Vyacheslavovich, candidate of technical science, associate professor, the department of theoretical mechanics, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: yudintsev@classmech.ru. Area of research: rigid-body dynamics, dynamics of body systems, chaotic dynamics, dynamics of space tether systems.

УДК 621.438

**МНОГОФОРСУНОЧНАЯ МАЛОЭМИССИОННАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ
СОВРЕМЕННЫХ ТРДД – ТВОРЧЕСКОЕ НАСЛЕДИЕ Н. Д. КУЗНЕЦОВА**

© 2012 Д. Ю. Бантиков¹, В. И. Васильев¹, В. Н. Лавров¹, Ю. И. Цыбизов¹,
С. Г. Матвеев², М. Ю. Орлов², И. А. Зубрилин²

¹ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Разработка конструкции и расчётно-экспериментальные исследования многофорсуночной мало-эмиссионной камеры сгорания применительно к ТРДД НК-65 показали возможность выполнения этими двигателями перспективных норм ИКАО.

Многофорсуночная камера сгорания, малоэмиссионное горение, математическое моделирование, нормы ИКАО.

К основным тенденциям развития авиационного двигателестроения относятся сокращение проектных разработок базовых двигателей и существенное увеличение количества модификаций двигателей, хорошо зарекомендовавших себя в эксплуатации [2, 3].

Такое состояние дел связано с постоянным ужесточением норм на уровень эмиссии и шум, а также с обострением конкурентной борьбы на рынке, что обуславливает дальнейшее повышение экономичности, экологичности и эксплуатационной эффективности двигателя, снижение сроков внедрения и стоимости его жизненного цикла. В качестве передовой технологии, обеспечивающей решение этих вопросов, рассматривается концепция создания малоэмиссионной камеры сгорания (МКС), выполняющей требования перспективных норм ИКАО.

Авиационному транспорту, наряду с космической техникой, как загрязнителям окружающей среды отводится особое место. Дело в том, что это единственные виды техники, воздействующие на высотные слои атмосферы, где формируются погодные явления и оказывается непосредственное влияние на озоновый слой. Воздействие на атмосферу авиационного двигателя принято разделять на выбросы

вредных веществ в приземной области до высоты 900 м при выполнении взлётно-посадочного цикла и выбросы на высотах от 11 до 20 км, соответствующие длительному крейсерскому полёту [4]. Кроме того, в последнее время появляются публикации о том, что климатические условия определяются радиационным балансом между атмосферой и земной поверхностью, на который влияет эмиссия продуктов сгорания двигателя за счёт образования конденсационных следов, инициирующих образование перистых облаков – основного фактора парникового эффекта [5]. Существует прямая связь между термодинамическими параметрами двигателя, его термическим КПД и условиями образования конденсационных следов в атмосфере, на основании которой можно утверждать, что повышение термического КПД двигателя и рост объёма перевозок авиационным транспортом неблагоприятно влияют на экологию. Известно, что при комплексной оценке техногенного воздействия двигателя на окружающую среду необходимо рассматривать все стадии его жизненного цикла с момента начала проектирования до выработки ресурса и утилизации, включая процессы по добыче и переработке топлива. Однако пока экологическое совершенство двигателя опре-

деляется его удельным расходом топлива, т.е. количеством топлива, израсходованным на создание единицы тяги. На рис. 1 на основании обобщений ЦИАМ представлены действующие и перспективные (целевые) нормы ИКАО в виде зависимости параметра эмиссии оксида азота P_{NO_x} от суммарной степени сжатия компрессора на взлетном режиме $\pi_{\kappa 0}$ [1]. Согласно требованиям ИКАО, для выполнения целевых (перспективных) норм при $\pi_{\kappa 0}$, со-

ответствующих современным ГТД (от 30 до 35), проектируемые в настоящее время МКС должны обеспечить следующие параметры эмиссии:

- по оксидам азота NO_x – менее 35...50 мг/кН;
- по оксиду углерода CO – менее 50 г/кН;
- по несгоревшим углеводородам C_nH_m – менее 10 г/кН.

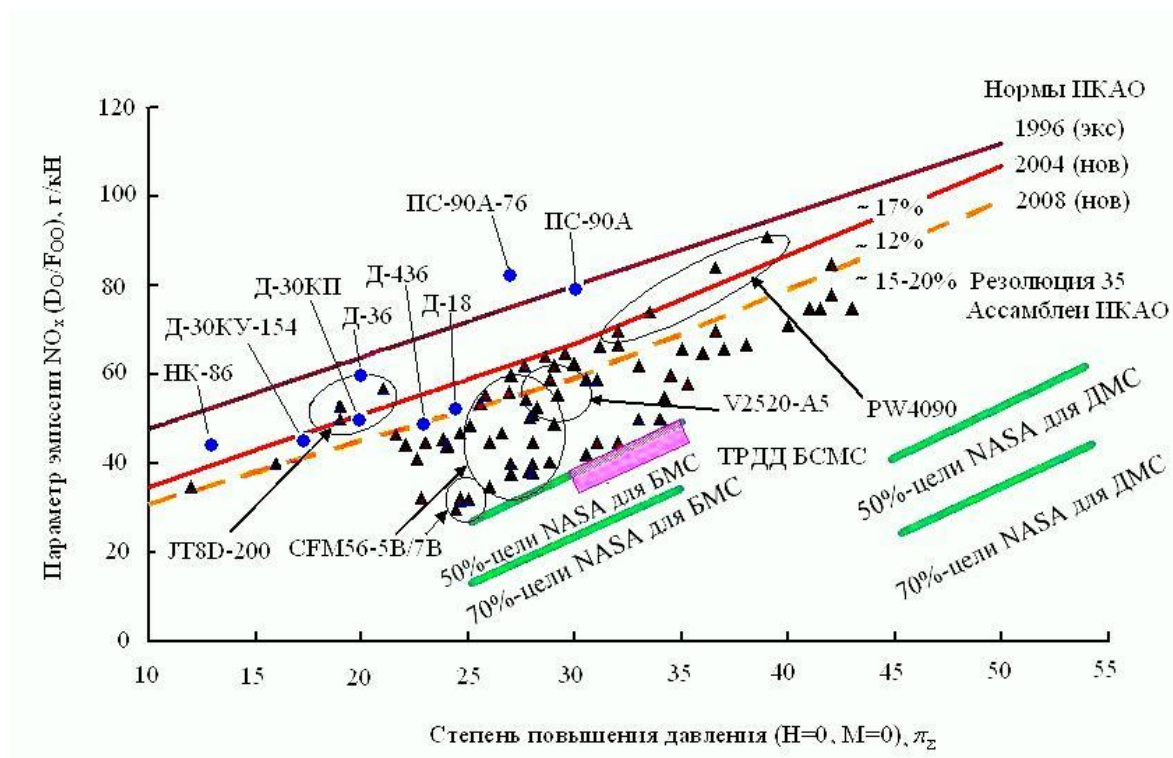


Рис. 1. Нормы ИКАО на параметр эмиссии оксида азота P_{NO_x}

В настоящее время ИКАО продолжает работы по ужесточению действующих норм на эмиссию и шум с целью распространения норм с зоны аэропортов на весь полёт по маршруту [3]. Ожидается, что в перспективе в высотных условиях крейсерского полёта индекс эмиссии NO_x не должен превышать величины 5...10 г/кг топлива.

Очевидно, что для решения проблемы экологической безопасности необходимо использовать комплексный подход, который должен, наряду с совершенствованием рабочего процесса и конструкции КС, предусматривать выбор оптимальных

параметров термодинамического цикла, высоких значений КПД, составляющих ГТД узлов, оптимальной степени двухконтурности двигателя, совершенствование системы регулирования топливоподачи, а в ближайшей перспективе и освоение криогенного топлива (сжиженный природный газ, водород) [3].

Основное внимание разработчиков в настоящее время сконцентрировано на снижении выбросов NO_x , являющихся самым опасным компонентом продуктов сгорания ГТД с точки зрения загрязнения окружающей среды. Это объясняется тем, что оксиды азота помимо вреда, наноси-

мого здоровью человека, способствуют образованию фотохимического смога и участвуют в реакциях, приводящих к удалению озона из атмосферы.

Исследования, выполненные в России и за рубежом, показали, что только модернизацией существующих камер сгорания нельзя добиться выполнения перспективных (целевых) норм ИКАО. Так, попытки улучшить экологические характеристики без изменения традиционной схемы авиационной камеры сгорания привели к уменьшению эмиссии NO_x только на 10...15%. Использование концепции двухзонного сжигания углеводородного топлива с использованием дорогостоящей системы автоматического регулирования и дозирования топливоподачи позволяет снизить эмиссию NO_x на 30...35%. Это свидетельствует о том, что работы по организации рабочего процесса с низким уровнем эмиссии вредных веществ и формированию соответствующего облика МКС актуальны и в настоящее время. При этом следует отметить, что выполнение подобных работ принципиально невозможно без обобщения опыта создания существующих камер сгорания применительно к ТРДД нового поколения.

Более чем тридцатилетний опыт создания, эксплуатации и совершенствования многофорсуночных камер сгорания двигателей семейства НК, разработанных по личной инициативе Н.Д. Кузнецова, показал их значительные преимущества перед камерами с традиционной схемой организации горения [6, 7].

К принципиальным особенностям многофорсуночной камеры сгорания могут быть отнесены:

- короткопламенный фронт горения;
- низкие градиенты температур по стенкам жаровой трубы (ЖТ) в окружном направлении (вблизи фронтальной плиты менее 100°C);
- окружная неравномерность температурного поля в выходном сечении КС – $\theta_{\text{имакс}}$ в пределах 1,2;
- радиационный тепловой поток в КС, меньший на 15...20%, чем в традици-

онных камерах с небольшим числом форсунок;

- относительно низкий уровень эмиссии оксидов азота и оксида углерода.

Опыт эксплуатации многофорсуночных камер сгорания на двигателях НК показал их высокую надёжность и большой ресурс, так как на них был конструктивно исключён локальный прогар стенок жаровой трубы, связанный с неравномерностью распределения топлива за фронтальным устройством и его сгоранием в пристеночных слоях.

В 1999 г. в ТБК ЦИАМ в наземных условиях и при имитации высотных условий полёта был испытан газогенератор двигателя НК-93. Измеренный параметр эмиссии NO_x за взлётно-посадочный цикл составил:

- по данным ЦИАМ – 61,8 г/кг топлива;
- по данным СНТК – 55,6 г/кг топлива.

Был также выполнен большой объём работ по улучшению экологических характеристик разработанных многофорсуночных камер сгорания, что позволило разработать конструкции малоэмиссионных камер с концепциями как бедного, так и богатого горения.

Для реализации намеченной концепции создания ТРДД нового поколения в ОАО «КУЗНЕЦОВ» совместно с СГАУ были выполнены необходимые расчётно-аналитические исследования и конструктивные проработки МКС двигателя НК-65, отвечающей перспективным требованиям по экологии, надёжности и эксплуатационной эффективности с учётом применения технологий, уже освоенных в серийном производстве. При этом большинство принятых конструктивных решений было подтверждено исследованиями камер сгорания–прототипов на установках, стендах и в составе двигателя НК-93.

В настоящее время в мировой практике создания основных элементов конструкции авиационных ГТД, ввиду отсутствия универсального аналитического метода расчёта сложных трёхмерных турбулентных потоков, особенно при наличии горения, широко используется численный

эксперимент исследования рабочего процесса как менее трудоёмкая альтернатива физическому эксперименту. Особое внимание при этом необходимо уделять расчёту процесса горения, определяющего не только экологические характеристики, но и оказывающего решающее влияние на надёжность, экономичность и стоимость двигателя в целом.

При проектировании камеры сгорания, наряду с широким использованием численного метода, необходимо также учитывать то обстоятельство, что в новых узлах КС должны быть максимально использованы научно-технические решения и конструкции, которые хорошо себя зарекомендовали и являются общепризнанными. Основанием для такого подхода является следующее:

- отсутствие завершённой теории горения и расчёта камер сгорания, подобной имеющейся для лопаточных машин (большинство ведущих ОКБ развивают свои концепции создания КС на основе имеющихся у них методологии и экспериментальной базы для отработки рабочего процесса);

- отсутствие обобщений по организации оптимального рабочего процесса горения, особенно применительно к малоэмиссионным КС.

В рамках работ по совершенствованию характеристик многофорсуночной камеры сгорания первоначально был выполнен расчёт с использованием пакета ANSYS FLUENT на базе трёхмерной модели проточной части камеры сгорания исходной конструкции (рис. 2.). Основными задачами расчёта являлись: определение полей скоростей и давлений в диффузоре, оценка характера обтекания фронтального устройства и жаровой трубы, определение величины потерь давления по длине камеры, вычисление полей температур и оценка эмиссии вредных веществ.

Исследование проводилось для двух вариантов геометрической модели камеры сгорания. Первоначально геометрическая модель представляла собой Z-образный периодический сегмент, включающий по две горелки внешнего и внутреннего контуров с углом сектора $10,28^\circ$ ($1/35$ часть реальной камеры сгорания). Окончательный расчёт был выполнен для симметричного сектора камеры с углом $5,14^\circ$, составляющего $1/70$ от полного объёма камеры сгорания с двумя форсунками и разбиением расчётного объёма на $1,8...2,2$ млн конечных элементов в зависимости от изменения размеров форсунок верхнего и нижнего ряда. Расчёты выполнялись для номинального режима работы двигателя с применением базового неявного решателя на втором порядке точности вычислений с использованием модели турбулентности k-ε Realizable. Для моделирования процесса горения смеси использовалась модель Finite-Rate/Eddy-Dissipation, представляющая собой моделирование уравнений переноса, описывающих конвекцию, диффузию и источники членов для каждого компонента смеси.

При определении эмиссии оксидов азота NOx рассматривался только «термический» механизм образования NO. В его рамках расчёт проводился с использованием частично равновесной модели определения радикалов [O] и [OH], без учёта функции плотности вероятности (PDF). Полученные в результате расчётов в FLUENT величины осреднялись по расходу (Mass-Weighted Average).

С целью верификации созданной математической модели камеры сгорания были проведены аэродинамические расчёты, соответствующие «холодным» (без горения) продувкам. Результаты этих расчётов были сопоставлены с экспериментальными данными, полученными ранее для данной камеры, на базе чего был сделан вывод о достоверности моделирования.

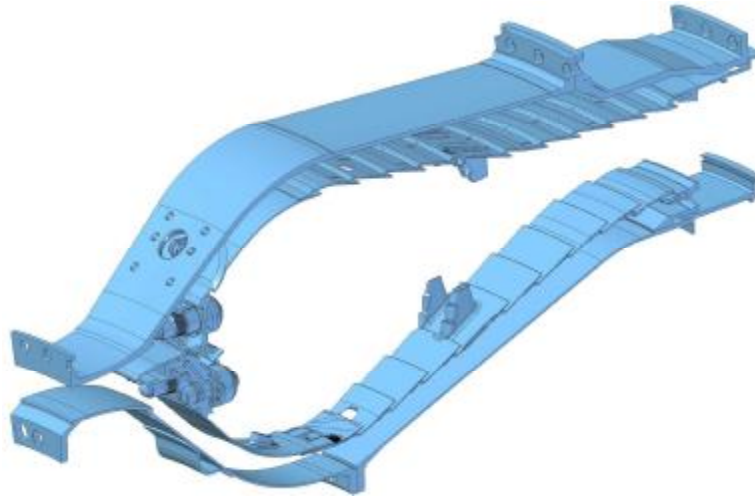


Рис. 2. Трёхмерная модель КС (исходный вариант)

На следующем этапе было выполнено моделирование работы камеры сгорания при условиях, соответствующих её работе в составе полноразмерного двигателя. В качестве расчётного режима для моделирования был выбран номинальный (взлётный) режим работы двигателя. Верификация модели на этом режиме работы выполнялась по экспериментально замеренным уровню потерь полного давления в камере сгорания (6,0...6,5 %) и радиальной эпюре температур. Результаты сравнения подтвердили приемлемую точность используемого расчётного метода.

Далее было исследовано пять вариантов компоновки камеры сгорания, отличающихся размерами и формой диффузора. В результате сопоставления и анализа полученных расчётных данных был сформирован общий облик оптимальной конструкции МКС двигателя НК-65, обеспечивающей приемлемый уровень эмиссии оксидов азота (рис. 3) в составе совместно разработанного ОАО «КУЗНЕЦОВ» и СГАУ высокоэффективного газогенератора-демонстратора.

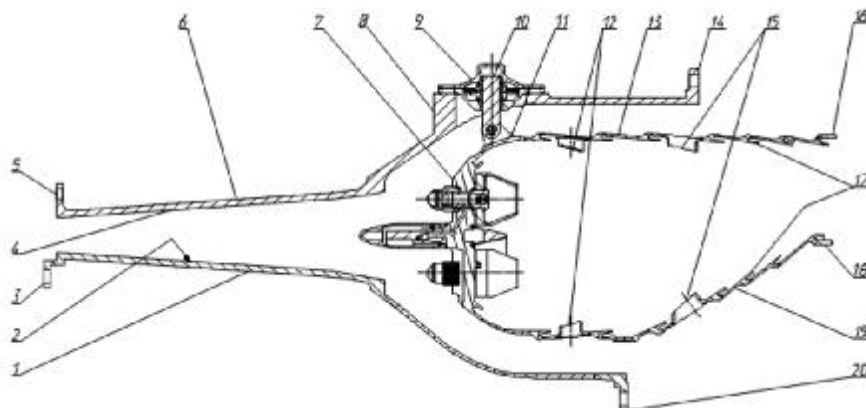


Рис. 3. Малоэмиссионная камера сгорания двигателя НК 65:

- 1 – корпус внутренний; 2 – стенка диффузора внутренняя; 3 – фланец крепления к статору компрессора; 4 – стенка диффузора наружная; 5 – фланец крепления к статору компрессора; 6 – корпус КС; 7 – труба жаровая; 8 – фланец крепления деталей подвески жаровой трубы; 9 – крепление подвески ЖТ; 10 – серьга; 11 – кронштейн; 12 – патрубок подвода вторичного воздуха в зону горения; 13 – стенка наружная; 14 – фланец крепления к статору турбины; 15 – патрубок подвода вторичного воздуха в зону смешения; 16, 18 – кольцо уплотнительное; 17 – проточка кольцевые; 19 – стенка внутренняя; 20 – фланец крепления к статору турбины

Полученные расчётным путём экологические характеристики проектируемой камеры сгорания представлены в табл. 1 в виде индексов эмиссии и в зависимости от температуры воздуха на входе в камеру сгорания.

Таблица 1. Индексы эмиссии

T^*_k , К	EI_{NO_x} , г/кг _Т	EI_{CO} , г/кг _Т	EI_{CH_4} , г/кг _Т
820	17	0	0
787	14	1	0
620	5	2.2	0.5
547	3	7	1

Таблица 2. Параметры двигателей

Двигатель	Параметр			
	π_{ko}	$ПNO_x$, г/кН	$ПСО$, г/кН	$ПCH_4$, г/кН
НК-65	29,7	35,4	14	1,95
НК-93 (модиф. КС)	30	28,11	10,21	2,34
ПС – 90	30,8	86,04	16,66	1.4
CFM – 56	25,6	43,9	36,1	0,5

В табл. 2 приведены расчётные данные по параметрам эмиссии проектируемого двигателя в сравнении с современными отечественными и зарубежными ГТД.

Для проектируемого двигателя также было определено расчётным путём значение индекса эмиссии оксидов азота на крейсерском режиме. При испытании газогенератора двигателя-прототипа при температуре воздуха $T^*_k=763$ К и давлении в КС $P^*_{k\text{ изм}}=21,38$ атм была получена эмиссия $NO_x=12$ г/кг топлива. По величине давления в КС на крейсерском режиме проектируемого двигателя ($P^*_{k\text{ пр кр}}=13,06$ атм) для него был выполнен пересчёт индекса эмиссии по формуле:

$$(EI_{NO_x})_{\text{пр кр}} = (EI_{NO_x})_{\text{изм}} \cdot \sqrt{(P^*_{k\text{ пр кр}} / P^*_{k\text{ изм}})}.$$

Он показал, что при работе проектируемого двигателя на крейсерском режиме можно ожидать величину индекса эмиссии оксидов азота около 9,9 г/кг топлива.

Видно, что расчётная оценка экологических характеристик проектируемого двигателя НК-65, выполненная с учётом измерений эмиссии двигателя-прототипа НК-93, показывает, что эмиссия вредных веществ данным двигателем должна удовлетворять планируемому целевым (перспективным) нормам ИКАО.

В результате анализа результатов выполненных расчётов, а также зарубежного и отечественного опыта для двигателя НК-65 в качестве основного исполнительного варианта предлагается малоэмиссионная многофорсуночная камера сгорания, конструктивно аналогичная КС НК-93 и отвечающая следующим условиям:

1. Сохранение на высоком уровне параметрических, функциональных, эксплуатационных показателей и надёжности конструкции камеры сгорания-прототипа, подготовленного к сертификации.

2. Обеспечение действующих международных норм ИКАО для проектируемого двигателя НК-65 тягой 29,5 тс, а в перспективе и норм уровня 2020 г. после разработки дополнительных мероприятий по организации низкоэмиссионного горения.

3. Индекс эмиссии EI_{NO_x} на крейсерском режиме полёта порядка 9,9 г/кг топлива, соответствующий ожидаемой норме ИКАО 2014 г. (до 10 г/кг топлива).

Основные ожидаемые характеристики камеры сгорания:

- полнота сгорания на режиме малого газа 0,98 и на взлётном режиме 0,995;
- гидравлические потери не выше 5,5 %;
- температурная неравномерность на выходе КС не выше 1,25.

Таким образом, принятое направление конструирования малоэмиссионных многофорсуночных камер сгорания пер-

спективных ТРДД, являющееся творческим наследием Н.Д. Кузнецова, обуславливает решение задачи по обеспечению экологической безопасности в соответствии с принятой ЦИАМ эволюционной концепцией развития авиадвигателестроения ближайшего будущего.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

1. Скибин, В.А. Роль ЦИАМ в создании двигателей XXI века [Текст] / В.А. Скибин // Конверсии в машиностроении. – 2000. - №5(42). - С.8-17.
2. Солонин, В.И. Анализ тенденций и прогнозирование развития двигателей гражданской авиации [Текст] / В.И.Солонин, М.М. Цховребов, А.И. Ланшин [и др.]// Сборник тезисов II-й Международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» Т.1. - М., 2005. - С. 60-61.
3. Камеры сгорания авиационных ГТД [Текст]//Труды ЦИАМ №1349. - М.: Двигатель, 2010. - 318 с.

4. Николайкин, Н.И. Оценка уровня загрязнения атмосферы авиадвигателями с учётом относительной негативности компонентов выбросов [Текст] / Н.И. Николайкин, Ю.В. Смирнова // Сб. докладов научно-технического конгресса по двигателестроению (9-й Международный салон «Двигатели -2006»). - М., 2006.

5. Дедеш, В.Т. Необходимость разработки методик лётных исследований условий образования и существования конденсационных следов самолётов с ГТД в крейсерских полётах [Текст] /В.Т. Дедеш, Р.Х. Тенишев, А.П. Леут [и др.] // Научно-технический конгресс по двигателестроению (9-й Международный Салон «Двигатели-2006»: Сб. докладов. –М., 2006.

6. Данильченко, В.П. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.П. Данильченко, С.В. Лукачёв, Ю.Л. Ковылов [и др.]. - Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. - 619 с.

7. Гриценко, Е.А. Методология создания малоэмиссионных камер сгорания авиационных и конвертируемых двигателей семейства НК [Текст] / Е.А. Гриценко, Ю.И. Цыбизов // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. - 1999. - Вып.2(8). - С. 16-29.

MULTISPRAYER LOW-EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF MODERN TURBOJET ENGINES – N.D.KUZNETSOV’S CREATIVE HERITAGE

©2012 D. Yu. Bantikov¹, V. I. Vasilyev¹, V. N. Lavrov¹, Yu. I. Tsibisov¹,
S. G. Matveev², M. Yu. Orlov², I. A. Zubrilin²

¹“Kuznetsov” plc, Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The development of the structure of a multisprayer low-emission combustion chamber and its design-and-experimental analysis as applied to NK-65 turbojet engine shows that engines of this kind are able to meet the ICAO standards.

Multisprayer combustion chamber, low-emission combustion, mathematical simulation, ICAO standards.

Информация об авторах

Бантиков Дмитрий Юрьевич – инженер-конструктор 2 категории, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД.

Васильев Владимир Иванович – ведущий инженер ОКБ, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД, конструкция камер сгорания.

Лавров Валерий Николаевич – начальник сектора ОКБ, ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: lavr@rambler.ru. Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД, экспериментально-расчётное исследование камер сгорания.

Цыбизов Юрий Ильич – начальник отдела ОКБ, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД.

Матвеев Сергей Геннадьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: pfu@ssau.ru. Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ, химическая кинетика горения

Орлов Михаил Юрьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: adler65@mail.ru. Область научных интересов: рабочий процесс в КС ГТД, образование и выброс вредных веществ.

Зубрилин Иван Александрович – инженер НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Область научных интересов: применение CAE/CAD-технологий в расчётах процессов горения и турбулентных течений.

Bantikov Dmitry Yuryevich, designer engineer of the second category, “Kuznetsov” plc, Samara. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Vasilyev Vladimir Ivanovich, leading engineer of the development department, “Kuznetsov” plc, Samara. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines, combustion chamber design.

Lavrov Valery Nikolayevich, head of sector, development department, “Kuznetsov” plc, Samara. E-mail: lavr@rambler.ru. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines, design-and experimental research of combustion chambers.

Tsibizov Yury Ilyich, head of the development department, “Kuznetsov” plc, Samara. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Matveev Sergey Gennadyevich, candidate of technical science, associate professor, the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P.Korolyov (National Research University). E-mail: pfu@ssau.ru. Area of research: combustion, formation and emission of hazardous substances, chemical kinetics.

Orlov Mikhail Yuryevich, candidate of technical science, associate professor, the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P.Korolyov (National Research University). E-mail: adler65@mail.ru. Area of research: experimental research of combustion chambers, formation and emission of hazardous substances.

Zubrilin Ivan Alexandrovich, engineer, Samara State Aerospace University named after academician S.P.Korolyov (National Research University). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Area of research: application of CAE/CAD technologies for the calculation of combustion processes and turbulent flows.

УДК 629.78

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ И ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА СРЕДНЕГО КЛАССА ПОВЫШЕННОЙ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ

©2012 Д. А. Баранов¹, В. Д. Еленев², А. В. Смородин¹

¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса, включающего в себя параметрический ряд модификаций ракеты-носителя «Русь-М».

Ракета-носитель, универсальный ракетный блок, принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса, стартовый комплекс.

Введение

В [1] были рассмотрены вопросы определения массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя (РН), который создаётся в виде модульной структуры, собираемой из универсальных ракетных блоков (УРБ) и обеспечивающей вывод на заданную орбиту полезных нагрузок с различными массами.

В данной статье, являющейся продолжением [1], на примере проекта РН «Русь-М» рассмотрены основные принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса (КРК) среднего класса повышенной грузоподъёмности разработки ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС».

К числу основных отнесены следующие принципы построения КРК [2,3]: принципы построения стартового комплекса; технического комплекса; автоматизированной системы подготовки к пуску; комплекса средств измерений, сбора и обработки информации; учебно-тренировочных средств.

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» в кооперации с РКК «Энергия» и ГРЦ имени В. П. Макеева в

соответствии с Указом Президента Российской Федерации "О космодроме Восточный» проведены работы по созданию КРК среднего класса повышенной грузоподъёмности как нового, современного средства выведения, предназначенного для выведения космических аппаратов (КА) нового поколения на замкнутые и отлётные траектории, в том числе для запуска пилотируемых КА к планетам Солнечной системы.

В основу создания КРК среднего класса повышенной грузоподъёмности положены следующие основные требования:

- безопасность проведения запусков космических кораблей;
- пожаровзрывобезопасность на всех этапах эксплуатации;
- максимальное исключение ручных операций при подготовке ракеты космического назначения (РКН) к пуску;
- автоматический всесторонний контроль за ходом проведения работ по подготовке РКН к пуску;
- обязательное наличие системы аварийного выключения двигателей РН и наличие системы аварийного спасения экипажа;
- удобство и дешевизна доставки составных частей РН на космодром;

- возможность прекращения предстартовой подготовки РН на любом этапе подготовки до момента «контакт подъёма».

Определены основные составляющие комплекса:

- РН среднего класса повышенной грузоподъёмности;

- стартовый комплекс космического ракетного комплекса (СК КРК);

- технический комплекс космического ракетного комплекса (ТК КРК);

- автоматизированная система подготовки к пуску (АСУ ПП);

- комплекс средств измерений, сбора и обработки информации (КСИСО);

- комплекс средств транспортирования составных частей РКН;

- учебно-тренировочные средства (УТС);

- привлекаемые средства.

Принципы построения ракеты-носителя

Основные характеристики РН определяются следующими целевыми задачами:

- типы, массы и орбиты выводимых полезных нагрузок;

- необходимость использования РН для пилотируемых полётов;

- возможные трассы и районы падения отделяющихся частей РН;

- экологическая безопасность применяемых компонентов.

После рассмотрения нескольких вариантов конструктивно-компоновочной схемы РН в качестве основного варианта выбрана двухступенчатая тандемная схема с использованием компонентов топлива «жидкий кислород – керосин» на первой ступени и «жидкий кислород – жидкий водород» на второй ступени.

На блоках первой ступени используются успешно эксплуатируемые в на-

стоящее время двигатели РД-180 разработки НПО «Энергомаш», а на второй ступени – двигатели РД0146 разработки конструкторского бюро химавтоматики (КБХА, г. Воронеж).

Блоки первой ступени установлены в одной плоскости и соединены между собой двумя поясами силовых связей. Для обеспечения управляемости РН в нештатных ситуациях при отказе одного из двигателей ступени двигатели боковых блоков устанавливаются с заведомым перекосом в сторону центра масс РН для уменьшения возмущающего момента.

Центральный блок первой ступени отличается от боковых блоков установкой приборного отсека, отражателя и фермы для стыковки со второй ступенью. Приборный отсек служит для размещения в нем бортовой аппаратуры системы управления (СУ) и системы измерений (СИ).

Блок второй ступени представляет собой моноблок с несущими топливными баками, четырьмя двигателями, установленными в карданном подвесе и способными отклоняться на угол $\pm 6^\circ$ в двух плоскостях стабилизации.

Для обеспечения управляемого спуска с орбиты выведения блок оснащается системой ориентации и стабилизации, которая обеспечивает стабилизацию блока после выключения маршевого двигателя и ориентацию перед выдачей тормозного импульса для затопления в заданной точке акватории Мирового океана. Для обеспечения тормозного импульса блок снабжается твёрдотопливными двигателями.

Исходя из целевых задач и конструктивного облика РН, осуществляется формирование основных принципов построения и подбор составных частей РН: двигателей, СУ, СИ и пр.

Основные характеристики выбранных маршевых двигателей приведены в табл. 1.

Таблица 1

Наименование характеристики	Значение	
	первая ступень	вторая ступень
Блок	РД-180	РД0146
Двигатель	ОАО «НПО Энергомаш»	ОАО КБХА
Разработчик двигателя	3	4
Количество двигателей на блоке	$3 \times 338,7$	$4 \times 10,0$
Тяга в пустоте, тс	Кислород+нафтил РГ-1	Кислород+Водород +
Компоненты топлива	193	540
Время работы в составе блока, с		

Система управления в составе приборов и устройств с соответствующим информационным и программным обеспечением предназначена для обеспечения движения РН по расчётной траектории с целью выведения полезной нагрузки (ПН) на заданную орбиту с заданной точностью.

В соответствии со схемой построения РН в основу создания СУ заложены следующие принципы:

- выведение ПН на орбиту с заданной точностью по гибким оптимальным траекториям для максимального использования энергетических возможностей РН с обеспечением падения отделяемых частей в выделенные районы;

- своевременное распознавание контролируемых аварийных ситуаций на борту, формирование необходимых команд и прекращение неуправляемого полёта;

- управление режимами работы двигательной установки (ДУ) и других систем и агрегатов;

- проведение режимов проверок на всех этапах подготовки РН;

- измерения уровней заправки баков РН компонентами топлива и передачи информации на наземные средства управления заправкой;

- подготовка к пуску и пуск РН.

При разработке СУ использованы следующие подходы:

- использование в качестве командных приборов безплатформенной

информационной навигационной системы (БИНС);

- реализация периферийных приборов по распределённой схеме;

- широкое использование передачи информации по цифровым кодированным линиям связи вместо аналоговых и релейных связей;

- прицеливание с помощью собственных бортовых средств СУ;

- минимизация разъёмных соединений «земля-борт».

Бортовая система телеметрических измерений (БСТИ) обеспечивает измерение и передачу информации на наземные средства от любых типов первичных преобразователей, измеряющих медленно- и быстроменяющиеся процессы на РН как по высокой, так и по низкой частоте (на этапе наземной подготовки), и имеет в своём составе средства:

- передачи чёрно-белого изображения с заданного количества видеокамер в полёте РКН. Управление подключением необходимых видеокамер и изменение разрешения изображения осуществляются по заранее заложенной программе или по команде от бортовой системы управления;

- измерения параметров траектории движения для передачи на наземные средства координат РКН в процессе полёта.

Для повышения достоверности передаваемой телеметрической информации (ТМИ) в БСТИ применено кодирование телеметрического сигнала.

Информационная связь между приборами сбора информации организована через оптико-волоконные линии связи.

БСТИ имеет возможность прошивки нескольких штатных программ сбора ТМИ, при этом штатные программы прошиваются в приборах формирования кадра перед установкой их на РН. Переключение программ сбора ТМИ должно осуществляться по команде как при наземной подготовке РН, так и в полёте РКН. Команда на переключение программ сбора ТМИ в полёте РКН выдаётся БСТИ по контакту разделения ступеней РН.

Кроме того, БСТИ включает в свой состав бортовую систему определения местонахождения отделяемых ступеней (БСОМОС), которая должна обеспечивать передачу координат места падения отделяемых ступеней через космическую систему "КОСПАС-SARSAT" на наземные средства слежения.

Основные подходы построения БСОМОС:

- система должна быть цифровой и размещаться автономно на каждой ступени РН;

- система должна иметь в своем составе приёмные и передающие антенно-фидерные устройства (АФУ) на каждом отделяемом блоке;

- система должна формировать радиосигнал с информацией, содержащей координаты падения изделия;

- система должна включаться путём подачи напряжения на шину питания после разделения ступеней РН в полёте;

- передача информации должна вестись до момента соударения ступени с землёй и, по возможности, после падения.

Принципы построения стартового комплекса

Для определения основного облика СК основными исходными данными являются:

- производительность пусков;
- технология работ;
- потребности РН в компонентах то-

плива, энергии и сжатых газов;

- безопасность подготовки РН;

- специфика связей «земля-борт» и другие.

Наиболее рациональным является принцип построения СК, состоящего из двух пусковых установок и единого центра управления пуском, хранилищ криогенных ракетных топлив (КРТ) и сжатых газов, компрессорных станций, электросети, который обеспечивает:

- предстартовую подготовку и пуски РКН с годовой производительностью до 20 пусков (10 пусков на начальном этапе);

- установку, стоянку, подготовку и пуск РКН;

- многократную заправку (со сливом в случае несостоявшегося пуска) РН и разгонных блоков (РБ) компонентами ракетного топлива;

- термостатирование РН и космической головной части (КГЧ) воздухом высокого и низкого давления с заданными параметрами по температуре, чистоте и влажности;

- автоматическое и ручное (в нештатных ситуациях) управление всеми технологическими операциями;

- проведение работ при переносе (задержке) пуска;

- автоматизированное отсоединение заправочных, дренажных, газовых и электрических коммуникаций непосредственно перед пуском или при пуске РКН;

- защиту РКН от грозových разрядов;

- посадку в пилотируемый транспортный корабль нового поколения (ПТК НП) и экстренную эвакуацию обслуживающего персонала в случае возникновения нештатных ситуаций;

- исключение ручных операций при подготовке к пуску РКН с момента начала заправки РН за исключением технологических операций, предусматривающих посадку (эвакуацию) экипажа;

- безударный выход РКН из стартового сооружения и минимизацию воздействий РКН на СК и его

оборудование;

- пожаровзрывобезопасность при проведении работ, экологическую и промышленную безопасность;

- автономное электропитание на весь цикл подготовки РКН к пуску;

- проведение обслуживающим персоналом заключительного этапа подготовки к пуску (от момента начала заправки) в дистанционном режиме из командного пункта без присутствия на СК.

Для обеспечения спасения экипажа при возникновении аварийных ситуаций на старте СК оснащён:

- средствами контроля аварийных ситуаций на стартовом сооружении;

- средствами экстренной эвакуации экипажа из пилотируемого транспортного корабля.

Принципы построения технического комплекса

Технические комплексы РН и РКН создаются в едином монтажно-испытательном корпусе (МИК).

При разработке ТК РН (ТК РКН) должны быть решены следующие основные задачи:

- хранение оборудования для сборки и испытаний РН;

- приём и выгрузка составных частей стартово-стыковочного блока;

- размещение и хранение блоков РН (с учётом размещения двух РН одновременно);

- обеспечение сборки РН;

- перекладка РН на транспортно-установочный агрегат;

- обеспечение испытаний составных частей РН и РН в целом;

- обеспечение температурно-влажностного режима;

- приём КГЧ;

- сборка РКН;

- подготовка РКН к вывозу на СК.

Кроме чисто технических вопросов при создании ТК учтены следующие особенности:

- обеспечение рациональной структуры построения ТК РН и ТК РКН в общей структуре технических комплексов космодрома, исходя из требований минимизации объёмов строительства, сокращения затрат материальных и трудовых ресурсов на этапе эксплуатации КРК, обеспечения безопасности проводимых работ с учётом внедрения АСУПП первого этапа;

- принятие технических решений, позволяющих с минимальным дооснащением и доукомплектованием осуществлять хранение и подготовку РН грузоподъёмностью 50 тонн;

- состав персонала ТК РН и ТК РКН;

- время подготовки РКН с ПТК или автоматическим КА на ТК РН (ТК РКН);

- создание условий, при которых после слива компонентов топлива блоки РКН должны допускать хранение в условиях МИК (хранилища) в течение не менее трёх месяцев (с проработкой возможности увеличения срока хранения до шести месяцев) с последующей заправкой и пуском РКН;

- реализация технологий, обеспечивающих безопасный возврат блоков для ремонта на заводы-изготовители и проведения ремонта блоков на ТК РН.

Основы построения автоматизированной системы подготовки к пуску

С целью повышения оперативности процесса подготовки к пуску большой комплекс задач управления осуществляется с помощью АСУПП, которая выполняет следующие функции:

- сбор, обработку, хранение, визуализацию, документирование и представление комплексной технологической, измерительной и отчётной информации, имеющейся в подразделениях и службах космодрома;

- проведение мониторинга состояния всех комплексов, систем и объектов, участвующих в процессе подготовки и запуска.

Мониторинг состояния предполагает получение обобщённых оценок выполнения программы функционирования комплексов, систем и объектов космодрома, степени их работоспособности, места и вида возникшей неисправности, оценок прогнозируемых явлений и процессов с заданной точностью и интервалом прогноза.

Мониторинг решает следующие задачи:

- контроль функционирования процессов подготовки и проведения пусков при штатных и нештатных ситуациях;

- контроль работоспособности технического, стартового, измерительного комплексов и объектов инфраструктуры космодрома на всех этапах подготовки и запуска, состояния РН, РБ и КА в процессе его выведения; при возникновении неисправностей их диагностирование с указанием места и вида возникшей неисправности;

- прогнозирование состояния контролируемых комплексов, систем и объектов космодрома на различных этапах их функционирования, предсказание развития как штатных, так и нештатных ситуаций с целью их предупреждения и недопущения аварий, сбоев, отказов и т.п.

Исходя из перечисленных функций, АСУ ПП выполняет следующие задачи:

- планирование работ по подготовке к пуску и при проведении пуска;

- планирование материально-технического обеспечения работ;

- распределение трудовых и временных ресурсов по результатам мониторинга состояния средств экспериментально-испытательной базы космодрома;

- мониторинг хода проведения работ и расхода средств материально-технического обеспечения (МТО);

- обеспечение информационной поддержки принятия решений;

- интегрированный контроль технологических процессов;

- оценка состояния средств КРК, в т.ч. в нештатных ситуациях;

- имитация поведения объектов управления, смежных систем и составных частей системы;

- обеспечение оперативного доступа боевых расчётов к нормативно-технической, конструкторской и эксплуатационной документации, хранящейся в электронном виде, на всех этапах проведения работ и формирование отчётной и информационно-справочной документации по итогам подготовки и пуска РКН и РБ;

- обеспечение автоматизированного обмена оперативной, организационной и технологической информацией между подразделениями космодрома при планировании и организации испытаний;

- передача информации в смежные системы космодрома, Роскосмос, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и информационные центры генеральных конструкторов.

Система АСУ ПП строится как многоуровневая иерархическая система, начиная от верхнего уровня - система управления космодромом в целом - и заканчивая нижним уровнем - управление непосредственно технологическим оборудованием.

АСУ ПП всех уровней строятся на базе унифицированных в рамках космодрома средств автоматизации, включающих в свой состав:

- программируемые автоматические устройства;

- пульты управления АСУ ПП;

- автоматизированные рабочие места руководства космодрома, технического руководства, руководителей личного состава и экспертов;

- рабочие места операторов АСУ ПП;

- серверы;

– средства отображения коллективного пользования;

– технические средства организации линий волоконной связи, средства связи со смежными системами космодрома и средства обеспечения доступа к информационной среде системы.

Система обеспечивает принцип открытой архитектуры, при этом конфигурация системы изменяется в соответствии с задачами пуска РКН.

Принципы построения КСИСО

КСИСО представляет собой совокупность взаимосвязанных технических средств и программно-математического обеспечения, обеспечивающих получение ТМИ от РКН на этапах предстартовой подготовки, пуска и полёта на активном участке траектории. Комплекс КСИСО входит в состав космического ракетного комплекса среднего класса повышенной грузоподъёмности нового поколения функционально.

Комплекс КСИСО обеспечивает:

- регистрацию полных потоков ТМИ РКН на этапе предстартовой подготовки на СК, при пуске и на активном участке траектории выведения РКН;

- привязку зарегистрированной ТМИ к меткам системы единого времени;

- сбор ТМИ, в том числе в реальном масштабе времени, с трассовых измерительных пунктов;

- автоматизированную обработку ТМИ в реальном масштабе времени и отображение оперативных параметров во время пуска и полёта РКН для контроля работы бортовых систем и в целях ведения репортажа;

- контроль в реальном масштабе времени траектории полёта РКН по результатам оперативной обработки информации аппаратуры спутниковой навигации, передаваемой в кадре ТМИ;

- передачу ТМИ, в том числе в реальном масштабе времени,

предприятиям-разработчикам РКН и другим заинтересованным организациям;

- проведение экспресс-обработки и полной послеполётной обработки ТМИ с целью анализа функционирования бортовых систем РКН и РБ, а также прогнозирования районов падения отделяющихся элементов РКН;

- сбор и оперативное доведение до заинтересованных подразделений космодрома информации о позиционировании отделившихся элементов РКН;

- проведение оптико-электронных измерений и видеонаблюдения при пуске и полёте РКН;

- получение измерительной информации о функционировании систем и агрегатов технологического оборудования стартового комплекса при пуске РКН.

В состав КСИСО входят:

- средства приёма и регистрации измерительной информации;

- автоматизированная система контроля состояния и управления средствами КСИСО;

- система сбора и передачи данных;

- информационно-измерительная система стартового комплекса (входит функционально);

- система единого времени;

- системы оптико-электронных измерений и видеонаблюдения.

Учебно-тренировочные средства

Комплект учебно-тренировочных средств КРК предназначен для всестороннего изучения личным составом расчётов устройства, принципов действия, правил эксплуатации бортовых систем РН, наземного технологического оборудования, а также формирования, совершенствования и поддержания профессиональных навыков и умений личного состава по выполнению технологических операций при эксплуатации КРК, подготовке и проведении пуска РН.

Комплект учебно-тренировочных средств КРК обеспечивает:

- обучение личного состава, эксплуатирующего КРК, устройству, принципам действия, правилам эксплуатации составных частей комплекса;

- профессиональную подготовку личного состава и овладение навыками по выполнению технологических операций при эксплуатации РН, ТК и СК в соответствии с эксплуатационной документацией, выполнению ответственных операций при подготовке РН на ТК и проведении пуска РКН на СК;

- поддержание профессиональных навыков и совершенствование умений личного состава при эксплуатации оборудования, отработку навыков самостоятельной работы при штатном функционировании оборудования КРК;

- проверку и самопроверку знаний, определение уровня подготовленности специалистов к проведению работ на оборудовании КРК;

- контроль, анализ и оценку профессиональной подготовки и умений личного состава, документирование результатов выполнения функциональных обязанностей.

Состав комплекса учебно-тренировочных средств должен охватывать весь комплекс работ, проводимых с РН, и состоять из следующих составных частей:

- учебного изделия (РН) со сборочно-защитным блоком;

- комплексных тренажёров по управлению подготовкой и пуском РН;

- автоматизированного комплекса подготовки расчёта РКН (АКПР);

- учебных средств.

В состав учебного изделия входят:

- учебное изделие блоков первой ступени РН;

- учебное изделие блока второй ступени РН;

- учебный сборочно-защитный блок.

Учебное изделие со сборочно-защитным блоком является составной частью процесса подготовки личного состава, способствующего активному освоению обучаемыми содержания программы подготовки, воспроизведению алгоритма работы на штатном оборудовании, и должно обеспечивать обучение и тренировку:

- при выполнении операций технологического графика подготовки РН на техническом комплексе;

- при отработке практических навыков при проведении технологических процессов подготовки и пуска РН;

- при установке и снятию РН со стартового устройства;

- при проведении операций по заправке РН;

- при сливе компонентов КРТ из баков РН;

- при подготовке и проведении предпусковых операций;

- при отработке действий в нештатных ситуациях, выполнении операций технического обслуживания РН.

Комплексные тренажёры по управлению подготовкой и пуском РН и стенды предназначены для отработки навыков и слаженности действий личного состава при управлении наземным и технологическим оборудованием и служат:

- для профессиональной подготовки личного состава к выполнению действий, регламентированных эксплуатационной документацией, нормативно-техническими и распорядительными документами;

- для поддержания профессиональной подготовленности личного состава на уровне, обеспечивающем необходимое качество выполняемых им задач;

- для контроля, анализа и оценки профессиональной подготовки и, при необходимости, автоматического документирования результатов исполнения функциональных обязанностей личным составом.

АКПР предназначен для интерактивного обучения и проведения тренировок личного состава и должен обеспечивать:

- отображение текстовой информации по устройству и конструкции агрегатов и систем нормативно-технического обеспечения (НТО), описание технической готовности к проведению работ по подготовке РН на ТК и пуску на СК;

- отображение графических (векторных или растровых) файлов с принципиальными, функциональными и интерактивными мнемосхемами;

- показ видеоинформации и фотоматериалов по размещению агрегатов, видеосюжетов с последовательностью и содержанием технологических операций по эксплуатации НТО, подготовке РН на ТК и пуску РКН на СК;

- представление информации по конструкции агрегатов и систем НТО ТК и СК, технологии проведения работ в виде двух-, трёхмерных динамических моделей;

- графическую имитацию функционирования составных частей НТО ТК и СК при выполнении работ по подготовке и проведению пуска РН;

- представление в электронном виде нормативно-технической и эксплуатационной документации, регламентирующей подготовку и проведение пуска РН;

- самопроверку и контроль знаний и навыков, оценку подготовленности личного состава к проведению работ на ТК и СК и фиксацию ошибок, допущенных обучаемыми в ходе занятий, с их последующей статистической обработкой;

- хранение в базах данных необходимой для обучения и тренировок систематизированной текстовой, табличной и наглядной информации, содержащейся в конструкторской, нормативно-технической и учебной документации для эксплуатируемой космической системы, и её наглядное отображение;

- контекстный поиск информации в разделе и в теме в целом.

Заключение

Использованные принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса среднего класса повышенной грузоподъёмности позволили обеспечить требования технического задания на разработку проекта РН «Русь-М»:

- выведение полезной нагрузки массой не менее 20 тонн на опорные орбиты пилотируемого транспортного корабля;

- массой не менее 20 тонн на опорные орбиты грузового транспортного корабля и автоматических КА на круговую орбиту с высотой и наклоном соответственно $H_{кр} = 200$ км, $i = 51,8$ град.

Кроме того, заложенные в разработку технические решения обеспечивают:

- увод аварийной РН на безопасное расстояние от стартового комплекса при одном отказавшем двигателе на первой ступени;

- выполнение целевой задачи пуска при одном отказавшем двигателе на второй ступени;

- обеспечение пологой траектории выведения ПТК, гарантирующей заданные значения ускорения не более 12g на атмосферном участке спуска возвращаемого аппарата после увода от аварийной РН;

- обеспечение выведения ПТК на замкнутую орбиту с принудительным уводом и затоплением верхней ступени в соответствии с действующим международным законодательством.

Библиографический список

1. Баранов, Д.А. Определение массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя [Текст] / Д.А. Баранов, В.Д. Еленев // Вестн. СГАУ. -2011. -№6. -С. 54-63.

2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) [Текст]: учеб. пособие для студентов ву-

зов / под ред. В.П. Мишина. - М.: Машиностроение, 2005. - 375 с.

3. Сердюк, В.К. Проектирование средств выведения космических аппара-

тов [Текст]: учеб. пособие для вузов / под ред. А.А. Медведева. - М.: Машиностроение, 2009. - 504 с.

PRINCIPLES OF CONSTRUCTING SYSTEMS AND OBJECTS OF A MIDDLE-CLASS SPACE ROCKET COMPLEX WITH INCREASED LOAD-CARRYING CAPACITY

©2012 D. A. Baranov¹, V. D. Yelenev², A. V. Smorodin¹

¹SPACE ROCKET CENTER «TsSKB-PROGRESS»

²Samara State Aerospace University
named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

The paper deals with the principles of constructing systems and objects of a space rocket complex including parameter series of the launch vehicle «Rus-M» modifications.

Launch vehicle, universal launch stage, principles of constructing systems and objects of a space rocket complex, launcher.

Информация об авторах

Баранов Дмитрий Александрович, заместитель генерального конструктора по средствам выведения, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС». E-mail: dimitri.baranov@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование, изготовление и эксплуатация ракет-носителей.

Еленев Валерий Дмитриевич, доктор технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: astra@ssau.ru. Область научных интересов: автоматизация проектирования летательных аппаратов.

Сморodin Алексей Валерьевич, главный конструктор РН «Союз-2-1в», ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС». E-mail: lex.samara@rambler.ru. Область научных интересов: проектирование, изготовление и эксплуатация ракет-носителей.

Baranov Dmitrii Aleksandrovich, deputy general designer of launch vehicles, Space Rocket Center «TsSKB-PROGRESS». E-mail: dimitri.baranov@samspace.ru. Area of research: launch vehicle designing, production and exploitation.

Yelenev Valerii Dmitrievich, doctor of technical science, professor of the aircraft construction department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: astra@ssau.ru. Area of research: automation of aircraft designing.

Smorodin Alexey Valerievich, chief designer of the launch vehicle Soyuz-2-1v, Space Rocket Center «TsSKB-PROGRESS». E-mail: lex.samara@rambler.ru. Area of research: launch vehicle designing, production and exploitation.

УДК 629.78

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УНИВЕРСАЛЬНЫХ ПЛАТФОРМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2012 В. В. Волоцув¹, И. С. Ткаченко¹, С. Л. Сафронов²¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)²ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Изложен системный подход к проектированию универсальных платформ (УП) малых космических аппаратов (МКА) с использованием модульного принципа. Описан алгоритм адаптации целевой аппаратуры к универсальной платформе и интеграции модульных составляющих на этапе формирования проектного облика МКА. Рассмотрена задача проектной оптимизации УП. Приведена реализация системного подхода на примере разработки МКА «АИСТ».

Универсальная платформа, малый космический аппарат, системный подход, методы проектирования, модульные технологии, интеграция, проектные параметры, оптимизация.

Одним из направлений развития космической техники является создание малых космических аппаратов на основе универсальных платформ. Основные достоинства МКА – более низкая относительно больших космических аппаратов стоимость изготовления и запуска. Проектирование МКА является итерационным процессом, который сопровождается эволюцией проектных параметров и не может быть полностью формализован. Однако эффективность решения проектных задач может быть существенно повышена за счёт использования модульного принципа, приводящего в конечном итоге к уменьшению размерности вектора проектных параметров, а также за счёт декомпозиции задачи синтеза, т.е. решения совокупности частных проектных задач, объединённых ресурсными и информационными связями.

1. Особенности проектирования универсальных платформ малых космических аппаратов

Космическая универсальная платформа (или спутниковая универсальная платформа) – это общая унифицированная структура для построения КА, которая включает в себя все служебные системы спутника (модуль служебных систем), а

также конструкцию модуля полезной нагрузки (без целевой аппаратуры). Космическая универсальная платформа предназначена для дальнейшей установки и адаптации на ней целевой аппаратуры (ЦА) и обеспечения её всеми условиями для штатного функционирования и выполнения поставленных перед КА задач.

Облик универсальной платформы МКА зависит от того, какой аспект проектирования выбран в качестве ведущего. УП может рассматриваться либо как объект получения целевого эффекта, либо как система механических конструкций, в которой размещается обеспечивающая аппаратура и в которой необходимо разместить ЦА.

Проектирование МКА сводится к процедуре структурно-параметрического синтеза на основе системы физических, знаковых (в том числе математических) и комбинированных моделей. При этом применяется метод последовательных приближений с использованием на каждом шаге более подробных моделей. После того как этап структурного синтеза УП завершён, можно переходить к выбору наилучших с точки зрения назначенных критериев эффективности значений проектных параметров [1].

В настоящее время существует ряд разработок УП, предназначенных для

дальнейшего создания МКА посредством адаптации с ЦА.

В качестве примера можно указать платформы разработки британской компании SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd., Гилдфорд, Англия). Сегодня компания предлагает пять типов платформ для реализации МКА: SSTL-50, SSTL-100, SSTL-150, SSTL-300 и SSTL-900. Платформа SSTL-100 позволяет создавать спутники различного назначения массой порядка 100 кг и обеспечивать их работу. Развитием данной платформы является SSTL-150, которая также имеет форму куба и негерметичный отсек. Но в отличие от SSTL-100 она имеет свободнонесущую архитектуру построения и размещения приборов на борту. Данные УП используются в основном для решения задач мониторинга, но могут быть использованы и для реализации научных программ. КА TUBSAT-A и TUBSAT-B созданы на базе УП TUBSAT разработки Института авиации и космонавтики Технического университета Берлина. КА TUBSAT-A предназначен для проведения в космосе научных экспериментов, испытаний новых типов солнечных батарей (СБ) и системы связи с наземными станциями. TUBSAT-B предназначен для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). УП TUBSAT имеет негерметичное построение и использует современные принципы построения конструкции и обеспечивающей аппаратуры.

Современные УП разрабатываются под установку полезной нагрузки (ПН), решающей определённые классы задач. При этом каждому классу задач соответствует свой диапазон масс УП. Кроме того, конструктивно-компоновочные схемы УП имеют различное построение и основаны на различных проектных решениях.

Выбор схемы построения УП на начальном этапе является одним из ключевых в проектировании. Он затруднён вследствие разнообразия требований со стороны возможной ЦА и ограничений и в большинстве случаев проводится на основании опыта и интуиции проектировщика. Такой подход не всегда является

оптимальным в плане дальнейшего выбора проектных характеристик бортовых систем. Схема построения отдельно взятой УП может подходить по всем параметрам для одной и быть непригодной для другой ЦА в случае неудовлетворения хотя бы одному из требований. Это происходит вследствие определённых ограничений, заложенных в схему построения УП. Для уменьшения объёма ограничений необходимы новые принципы и технологии проектирования с учётом системного подхода.

Проектирование современных УП должно проводиться с использованием модульных технологий [2,3,4]. Модульное построение заключается в интеграции в единое изделие отдельных готовых модулей бортовых систем и ЦА, разработанных под единые требования. Модульность позволяет проводить декомпозицию задачи проектирования как самой УП, так и отдельной системы, путём решения совокупности частных задач проектирования.

2. Методы и модели структурно-параметрического синтеза универсальной платформы

Целью создания УП является формирование платформы, которая после адаптации обеспечит необходимые условия для работы определённого класса ЦА.

Предлагается подход к проектированию УП МКА, основанный на решении задачи адаптации ЦА к минимальной базовой структуре (задача структурно-параметрического синтеза).

2.1. Модель-описание структуры универсальной платформы

Параметры ЦА предъявляют энергетические требования к УП, которые находят отражение в сложности организации бортовой вычислительной системы (БВС) и мощности её процессора, структуре системы обеспечения теплового режима (СОТР), структуре системы электропитания (СЭП) и её мощности, построении и мощности радиоканала, структуре и мощ-

ности системы управления движением (СУД).

Анализ ЦА различного назначения показал невозможность создания универсальной конструктивно-компоновочной схемы УП и выработки состава обеспечивающей аппаратуры и схемы полёта, гарантирующих решение различных целевых задач с максимальной эффективностью. Для снижения проигрыша в показателе эффективности конкретного МКА необходимо оптимизировать структуру и характеристики минимальной базовой структуры одновременно с выработкой конструктивно-компоновочной схемы на этапе адаптации ЦА к УП.

В основе минимальной базовой структуры УП лежит типовой состав обеспечивающей аппаратуры. Данный типовой состав представляет собой минимальный набор систем обеспечивающей аппаратуры, необходимых для эксплуатации МКА определённого класса и его функционирования на орбите. Данный типовой состав может быть изменён в сторону расширения (добавления другой обеспечивающей аппаратуры) и наращивания характеристик. В типовой состав входят управляющие модули обеспечивающих систем: БВС, модуль управления СОТР, модуль управления СЭП, модуль радиоканала, модуль управления СУД. Минимальная базовая структура УП подлежит дальнейшей оптимизации на этапе адаптации ЦА к УП. Адаптация – необходимый проектный этап доведения структуры УП до требуемой в соответствии с выполняемыми МКА задачами. Другими словами, адаптация – это поиск оптимального проектного решения УП с точки зрения критериев эффективности целевого МКА. Поиск оптимального решения проводится с учётом дерева проектных ограничений, в котором сначала учитываются ограничения более высокого порядка, а потом более низкого. Работа по адаптации проводится с учётом ограничений со стороны ЦА. При этом УП должна обеспечивать работу всей бортовой аппаратуры (БА), включая целевую, т.е. иметь опреде-

лённую среднесуточную мощность СЭП. При увеличении мощности потребления увеличивается мощность СЭП, что способствует увеличению массы обеспечивающей аппаратуры и площади СБ. Рост массы УП приводит к смене способа запуска, что отражается на его стоимости. Кроме того, увеличение мощности СЭП может повлечь за собой изменение баллистических характеристик и срока активного существования МКА. Таким образом, задача синтеза УП изначально является итерационной и должна решаться соответствующими методами.

2.2. Параметрический синтез

Этап параметрического синтеза УП сводится к одной из следующих задач:

а) к отысканию оптимального (по выбранному критерию F) решения

$$\bar{p}_{УП} = \arg \min_{p_{УП} \in P} F(p_{УП}), \quad (1)$$

где $F(p_{УП})$ – целевая функция, зависящая от вектора проектных параметров $p_{УП}$,

$p_{УП} = (p_1, p_2, \dots, p_k)^T$ – вектор проектных параметров размерности k ; P – множество допустимых проектных параметров УП;

б) к отысканию оптимального в смысле главного критерия F_1 решения $\bar{p}_{УП}$ при условии перевода других критериев в ограничения (многокритериальная задача):

$$\begin{cases} \bar{p}_{УП} = \arg \min_{\substack{p_{УП} \in P \\ F_i \geq F_i^* \\ i \in [2, k]}} F_1(p_{УП}), \\ F_2 \geq F_2^*, F_3 \geq F_3^*, \dots, F_k \geq F_k^*; \end{cases} \quad (2)$$

в) к отысканию области допустимых проектных решений $P^* \subset P$, где все критерии F_1, F_2, \dots, F_k имеют значения не хуже заданных.

Задача оптимизации проектных характеристик УП МКА заключается в выборе такого вектора основных проектных характеристик, при котором достигается минимальное значение массы МКА в условиях геометрических ограничений, минимально допустимой электрической мощности и времени работы целевой аппаратуры:

$$\bar{p}_{УП} = \arg \min \left\{ M = f(N_{ЦА}, V_{ЦА}, T_{РАБ}, \delta_{ОР}, \delta_{СТАБ}, V_{ЦИ}, n_{Инт}) \mid \begin{cases} a \in [a_{min}, a_{max}] \\ b \in [b_{min}, b_{max}] \\ h \in [h_{min}, h_{max}] \\ N_{СЭП} \geq N_{СЭП}^{Don} \\ T_{РАБ} \geq T_{РАБ}^{Don} \end{cases} \right\}, \quad (3)$$

где $N_{ЦА}$ – среднесуточная мощность потребления ЦА; $V_{ЦА}$ – объём ЦА; $T_{РАБ}$ – суммарное время работы ЦА; $\delta_{ОР}$, $\delta_{СТАБ}$ – требования по точности ориентации и стабилизации МКА; $V_{ЦИ}$ – суточный объём целевой информации; $n_{Инт}$ – коэффициент интеграции БА; $a \in [a_{min}, a_{max}]$, $b \in [b_{min}, b_{max}]$, $h \in [h_{min}, h_{max}]$ – допустимые диапазоны геометрических параметров; $N_{СЭП}^{Don}$ – минимально допустимая мощность СЭП; $T_{РАБ}^{Don}$ – минимально допустимая длительность работы ЦА.

Метод выбора значений проектных параметров УП основывается на выборе данных значений из множества допустимых, удовлетворяющих критерию минимальной массы УП $M_{УП}$ и существующим ограничениям (геометрическим и энергетическим).

Метод включает:

- 1) алгоритм поиска геометрии корпуса;
- 2) итерационный способ расчёта масс-инерционных, габаритных и энергетических характеристик УП, описанных вектором проектных характеристик \bar{P} , принадлежащим области допустимых решений P , на основе решения частных задач проектирования;
- 3) математические модели орбитального движения, масс, СЭП, СОТР, СУД;
- 4) алгоритм адаптации целевой аппаратуры к УП;
- 5) способ выбора оптимальных проектных характеристик УП из множества решений по критерию минимума массы с учётом выполнения ограничений по геометрическим и энергетическим характеристикам.

Для поиска оптимальных проектных характеристик проводится оптимизация методом перебора дискретных значений показателя эффективности и поиска его минимального значения.

Массово-геометрические характеристики бортовой аппаратуры определяются итерационным способом. На первой итерации данные характеристики вычисляются на основе аналитических зависимостей с использованием удельных коэффициентов, величины которых соответствуют этапу развития приборно-элементной базы. На втором этапе используются более полные модели систем, объединяющие массовые и другие характеристики, и принцип модульного построения.

Модульный принцип основывается на типизации бортовых систем и их интеграции по единым принципам в конструкцию УП. Интеграция модульных составляющих обеспечивающей аппаратуры УП проводится на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП. Согласно данному принципу модули бортовых систем, выполненные по единым принципам конструктивного построения, группируются в пакеты, устанавливаются между гранями корпуса УП и принимают на себя часть нагрузки, облегчая массу конструкции.

При необходимости бортовые системы могут изменять свои характеристики путём замены модуля или установки дополнительного. Таким образом, УП имеет возможность "приспособиться" к различной ЦА в рамках определённых ограничений (адаптивно-модульные конструкции).

2.3. Модель целевой аппаратуры

Каждой целевой аппаратуре соответствует набор проектных параметров $p_{HA} = (p_1, \dots, p_n)^T$ и требований, которые необходимо обеспечить УП, имеющей определённую конструктивно-компоновочную схему и схему полёта. В качестве основных параметров ЦА примем:

$$p_{ЦА} = (M_{ЦА}, N_{ЦА}, V_{ЦА}, T_{РАБ}, \delta_{ОР}, \delta_{СТАБ}, V_{ЦИ})^T.$$

2.4. Модель СУД

Облик СУД зависит от решаемых МКА задач. Рассмотрим два варианта: неориентируемое и ориентируемое положение МКА в пространстве.

В основе моделей управления положением МКА относительно центра масс лежит теорема об изменении кинетического момента тела. Движение МКА относительно центра масс описывается с помощью системы уравнений для твёрдого тела, включающей взаимосвязи между главными моментами инерции $\{A, B, C\}$, моментами сил $\{M_x, M_y, M_z\}$ вдоль осей связанной системы координат $Oxyz$, угловыми скоростями движения $\{p, q, r\}$ и углами рысканья ψ , тангажа ϑ и крена γ . При решении системы уравнений определяются требуемые значения управляющих моментов для заданных массово-инерционных характеристик, рассчитывается среднесуточная мощность электропотребления и формируется массив проектных параметров СУД относительно центра масс. Для обеспечения необходимого управляющего момента для МКА подбираются маховики и электромагнитные устройства сброса кинетического момента [4].

2.5. Модель СЭП

Параметры элементов СЭП определяются согласно методике расчёта мощности СБ и условия энергобаланса. Условие энергобаланса: генерируемая на освещённой части витка энергия СБ с учётом всех потерь в элементах СЭП

должна быть достаточна для обеспечения питания обеспечивающей и целевой аппаратуры и восполнения ёмкости аккумуляторных батарей (АБ), израсходованной на питание бортовых потребителей на теневой части витка [5].

Уравнение энергобаланса в СЭП имеет вид

$$N_{СБ} * \cos \alpha = \frac{N_H^{сб}}{\eta_{СН}} + \frac{N_H^m}{\eta_{РУ} * \eta_{ЗУ} * \eta_{АБ}} * \frac{\tau_T}{\tau_{ЗАР}}, \quad (4)$$

где $N_H^{сб}$ - мощность нагрузки на теневом участке, Вт; N_H^m - мощность нагрузки на теневом участке, Вт; $\eta_{СН}$, $\eta_{РУ}$, $\eta_{ЗУ}$, $\eta_{АБ}$ - коэффициенты полезного действия стабилизатора напряжения (СН), разрядного устройства (РУ), зарядного устройства (ЗУ), АБ соответственно; $\tau_{ЗАР}$, τ_T - соответственно длительности участка заряда (освещённого) и теневого участка, мин.; $\cos \alpha$ - значение освещённости СБ.

Среднеинтегральный за виток косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ определяется из выражения

$$\cos \alpha_{cp} = \frac{1}{T} \int_0^T \cos \alpha dt, \quad (5)$$

где α - текущий угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ. Текущее значение $\cos \alpha$ определяется согласно [5].

2.6. Параметры СОТР

Параметры элементов СОТР определяются согласно [5]. Уравнение теплового баланса в общем случае имеет вид:

$$\sum m_i c_i dT_i = (Q_{нар} + Q_{вн}) dt - Q_{изл} dt, \quad (6)$$

где m_i , c_i , dT_i - соответственно масса, удельная теплоёмкость и температура i -го элемента конструкции; $Q_{нар}$ - тепловой поток, подводимый к поверхности УП извне; $Q_{вн}$ - тепловой поток от внутренних тепловыделений УП; $Q_{изл}$ - тепловой поток, излучаемый УП в окружающее пространство.

Модели других систем (БВС, командно-измерительной системы - КИС, системы спутниковой навигации - ССН)

уточняются на этапе адаптации конкретной ЦА к УП.

Рассматриваются следующие варианты ориентации:

- неориентированное положение в пространстве, свободное вращение МКА;
- ориентация МКА в солнечной системе координат (ССК), стабилизация МКА;
- ориентация в геоцентрической СК при работе ЦА и последующий перевод в ССК.

При решении задачи выбора проектных характеристик УП используется схема, включающая следующие задачи:

- формулируется общая задача совместной оптимизации УП, предназначенной для установки ЦА с различными требованиями по массе, объёму и мощности потребления электроэнергии. Вводится проектная модель УП, включающая распределения масс по отдельным компонентам и геометрическую модель корпуса;
- решается задача оптимизации бортового состава совместно с синтезом проектных параметров и выбираются в первом приближении основные параметры, характеризующие проектный облик УП;
- исследуется влияние степени интеграции, формы корпуса и ориентации УП на значения проектных параметров. В случае необходимости определяются параметры, обеспечивающие минимум максимального проигрыша в критерии оптимальности, т.е. реализуется гарантирующий подход.

3. Проектирование универсальных платформ малых космических аппаратов с учётом типизации и интеграции бортовых систем

В процессе предварительного проектирования УП или формирования технических требований к ней возникает необходимость в разработке проекта, в котором бы достигалась существенная экономия финансовых и материальных ресурсов при одновременном сокращении сроков реализации проекта. Такая воз-

можность появляется при применении методов проектирования УП с учётом типизации, т.е. применением в новой разработке стандартных элементов, узлов и систем типичной конструкции, а также принципов повышения надёжности за счёт функциональной и механической интеграции. При постановке задачи типизации и интеграции применяется основная математическая модель – модель масс.

В качестве параметра типизации и интеграции принят коэффициент интеграции k_{Int} . К данному параметру чувствительны такие критерии, как масса $M_{УП}$, объём $V_{УП}$ и время существования $T_{Сущ.}$. Интеграция реализуется только по отношению к типизированной бортовой аппаратуре.

Типизация заключается в построении бортовых систем по единым конструктивным требованиям, с использованием типоразмеров при разработке. Таким образом, образуются модули и можно говорить о модульном построении бортовых систем. Модули группируются посадочными плоскостями друг к другу, образуя пакеты модулей. Высота модулей выбирается либо кратной высоте самого лёгкого модуля, либо произвольной, пропорционально массе модуля. Во втором случае при одинаковой плотности модулей получается минимальный объём пакетов V_{Pi} ($i = 1, \dots, n$) и, следовательно, минимальный объём УП.

Процедура интеграции заключается в механическом объединении в одном пакете двух и более типизированных модулей бортовых систем. Коэффициент интеграции показывает степень объединения модулей, которая выражается в отношении массы объединённых модулей типизированной аппаратуры к массе всей бортовой аппаратуры: $k_{Int} = m_{Тун.БА} / m_{БА}$. При интеграции достигается экономия массы корпуса пакета модулей, внешних кабелей и элементов крепления модулей. Кроме того, уменьшается объём, занимаемый бортовыми системами, и следовательно объём, занимаемый МКА под обтекателем.

Корпус УП может представлять собой форму одного из объёмных тел: куб, прямоугольный параллелепипед, прямоугольная призма. При этом масса УП может быть различна для одного и того же объёма за счёт разной плотности компоновки.

При полной интеграции (типизирована вся БА, пригодная для типизации) бортовая аппаратура полностью включается в силовую схему отсека МКА и масса каркаса в конструкции корпуса резко снижается.

Объём МКА равен:

$$V_{МКА} = V_{Отсека} + m_{Констр} / \rho_{Констр}. \quad (7)$$

При интеграции бортовой аппаратуры объём отсека МКА делится на четыре части:

$$V_{Отсека} = V_{Инт} + V_{Неинт} + V_{БКС} + V_{Свободн}. \quad (8)$$

Здесь $V_{Инт}$ – объём, занимаемый типизированной (интегрированной) БА, интегрированной в пакет; $V_{Неинт}$ – объём, занимаемый нетипизированной (неинтегрированной) БА; $V_{БКС}$ – объём, занимаемый БКС; $V_{Свободн}$ – свободный объём от-

сека МКА, зависящий от плотности компоновки;

$$V_{Инт} = \frac{m_{БА} \cdot k_{Туп}}{\rho_{БА}^{Инт}};$$

$$V_{Неинт} = \frac{m_{БА} \cdot (1 - k_{Инт})}{\rho_{БА}};$$

$$V_{БКС} = \frac{m_{БКС}^{Инт} + m_{БКС}^{Неинт}}{\rho_{БКС}};$$

$$m_{Констр} = f(k_{Инт}, m_{МКА});$$

$m_{МКА}$ – масса МКА; $m_{БА}$ – масса БА;

$\rho_{БА}^{Инт}$ – плотность интегрированной БА;

$\rho_{БА}^{Неинт}$ – статистическая плотность неинтегрированной БА; $\rho_{Констр}$, $\rho_{БКС}$, $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА. Интеграция рассматривается только относительно типизированных модулей. При увеличении коэффициента интеграции уменьшается масса платформы, но и увеличивается время разработки.

$$\rho_{БА}^{Инт} = \begin{cases} \rho_{БА}, & \text{если } h_{Мод}^i = \text{var}; \\ f(m_{БА}^i), & i = [1, \dots, n], \text{ если } h_{Мод}^i = k \cdot h_{Мод}^{\min}, \quad k = [1, \dots, l]; \end{cases}$$

n – количество модулей БА; l – количество интегрируемых модулей систем.

Масса БА в первом приближении является функцией массы МКА и коэффициента типизации $k_{Инт}$:

$$m_{БА} = f(m_{МКА}, k_{Инт}) = m_{БА}^{Туп} + m_{БА}^{Неинт}, \quad (9)$$

где $k_{Инт} = [0, \dots, k_{Инт}^{\max}]$; $m_{БА}^{Туп}$ – масса интегрированной БА; $m_{БА}^{Неинт}$ – масса неинтегрированной БА.

Коэффициент интеграции ограничен в силу того, что существует БА, которую невозможно типизировать и интегрировать в единый модуль или пакет. В качестве такой аппаратуры выступают датчики СУД, антенны, электромагнитные стержни и фотопреобразователи СБ.

Чем выше коэффициент интеграции, тем ниже масса конструкции и БКС и вы-

ше плотность компоновки УП. Интеграция рассматривается только относительно типизированных модулей. При увеличении коэффициента интеграции уменьшается масса платформы, но и увеличивается время разработки.

Эффективность интеграции модульных составляющих УП зависит от того, насколько полно в процессе синтеза платформы учтены разнообразные параметры связей модулей между собой, специфика конструктивной реализации модулей, условия функционирования. Кроме того, важно учесть разнообразные условия наземной подготовки МКА.

На основе расчётов с использованием моделей обеспечивающей БА, а также с учётом типизации и интеграции бортовых систем определяются значения основных проектных параметров УП (мас-

совые, тепловые, электрические, габаритные и состав БА).

Таким образом, основными параметрами УП являются: k_{Int} – коэффициент интеграции типизированной БА; $V_{УП}$ – объём УП, равный объёму МКА [м^3]; $T_{Сущ}$ – время существования [сут]; $N_{СР СУТ}$ – среднесуточная мощность СЭП [Вт].

4. Итерационная процедура синтеза проектных параметров универсальной платформы

4.1. Процедура синтеза проектных параметров

На каждой итерации происходит уточнение исходных данных, проектных ограничений и внешних неопределённых факторов.

Типовой состав представляет собой набор модулей БА, подобранных таким образом, чтобы обеспечить необходимые условия для работы ЦА: выделяемая мощность, длительность включений, требуемая ориентация и стабилизация, информационное взаимодействие с БВС. Типовой состав не имеет общей конструктивной базы и подлежит интеграции в МКА на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП.

Процесс адаптации начинается с рассмотрения области допустимых геометрических характеристик УП.

4.2. Область допустимых геометрических характеристик универсальной платформы

На рис.1 в качестве примера представлена зависимость среднесуточной мощности СЭП УП от высоты корпуса и формы основания. В качестве исходных данных рассматривались:

- два варианта формы основания – квадрат и шестиугольник;
- высота корпуса МКА:
 $0,1 \leq h \leq 0,8 \text{ м}$;
- неориентируемый полёт;
- фотопреобразователи СБ равномерно размещены по всей поверхности корпуса;
- объём $V_{МКА} = 0,074 \text{ м}^3$;

- масса $m_{МКА} = 50 \text{ кг}$;

- высота околокруговой орбиты: $H_{орб} = 575 \text{ км}$.

Если в основании корпуса квадрат, то в целях большего энергосъёма при неориентируемом полёте предпочтительнее выбирать форму корпуса, отличную от кубической. В случае шестиугольного основания минимум мощности соответствует высоте корпуса 0,42 м (рис.1).

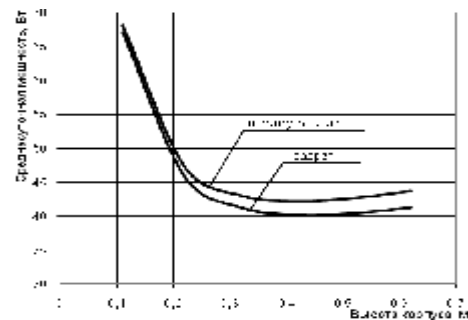


Рис.1. Зависимость среднесуточной мощности от высоты корпуса и формы основания при постоянном объёме V

Уход от кубической формы корпуса приведёт к увеличению площади поверхности, а следовательно к возрастанию баллистического коэффициента и уменьшению срока существования МКА. Также уменьшится и объём, предназначенный для целевой аппаратуры.

При увеличении коэффициента интеграции снижается масса УП за счёт уменьшения массы БКС и рамы конструкции, а также уменьшается объём, занимаемый обеспечивающей аппаратурой. Данный резерв может быть направлен на увеличение массы и объёма целевой аппаратуры.

В случае, если форма и размеры корпуса с установленными на нём СБ не позволяют вырабатывать требуемой среднесуточной мощности, необходимо обеспечить МКА требуемую ориентацию.

При объёме $V_{МКА} = 0,074 \text{ м}^3$ и четырёхгранной форме корпуса МКА значения характеристик УП представлены в табл. 1. Срок существования рассчитывался согласно методике [5] для стандартной атмосферы [6].

Таблица 1. Значения характеристик УП для околокруговой орбиты ($H_{орб} = 575$ км)

Высота корпуса, м	Срок существования, сут		Мощность СЭП, Вт	
	неориент.	ориент.	неориент.	ориент.
0,11	681	818	64,8	78
0,22	979	1174	45,0	51
0,32	1074	1288	41,1	50
0,42	1095	1314	40,3	52,5
0,52	1083	1300	40,7	57
0,62	1057	1268	41,7	63

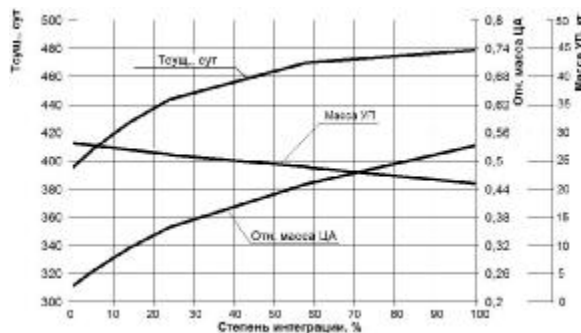


Рис.2. Зависимости относительной массы ЦА, массы УП и времени существования от степени интеграции

На рис.2 представлены зависимости относительной массы ЦА, массы УП и времени существования от степени интеграции БА.

При заданном максимальном объеме МКА и отсутствии требований по ориентации максимальная относительная масса ЦА достигается при максимальной интеграции БА. При этом масса БКС снижается на 22,6 % относительно неинтегрированной аппаратуры, масса конструкции снижается на 50 %, плотность компоновки возрастает на 17,4 %.

4.3. Адаптация с учётом дополнительных ограничений целевой аппаратуры

Адаптация ЦА проводится в целях определения окончательных проектных характеристик путём проведения моделирования процессов на борту МКА и орбитального движения.

Задача адаптации целевой аппаратуры к УП сводится к задаче совместной проектной оптимизации МКА и представляет собой оптимизацию структуры и характеристик минимальной базовой структуры обеспечивающей аппаратуры и разработку конструктивно-компоновочной схемы.

В случае, если УП удовлетворяет требованиям ЦА по мощности СЭП в ориентируемом и в неориентируемом полёте, в качестве дополнительных критериев при выборе варианта могут выступить масса, объём и срок существования. В табл.2 представлены варианты исполнения СБ МКА с мощностью СЭП 50 Вт.

Таблица 2. Варианты исполнения СБ МКА

Ориентация		Объём МКА, м ³	Габариты МКА а/б/в, м/м/м	Площадь СБ/cos α , м ² /ед.	Масса МКА, кг	Срок суш., сут
Неориентируемый полёт, СБ на всех гранях корпуса		0,0745	0,58/0,58/0,22	1,23/0,19	45	478,5
Ориентируемый полёт	СБ на гранях корпуса	0,07	0,57/0,57/0,21	1,02/0,25	45	490
	Отдельная СБ	0,05	0,35/0,35/0,4	0,24/1	45	550

Если найти решение не удаётся (например, из-за ограничения на габариты МКА), то вводятся ограничения на программу работы целевой аппаратуры с целью уменьшения среднесуточной мощности электропотребления, т.е. фактически ограничивается время её суточной работы. При этом должен сохраниться объём целевых программ за счёт увеличения срока существования МКА. Программа работы целевой аппаратуры должна быть составлена таким образом, чтобы не нарушилось условие энергобаланса - превышение суммарного количества затраченной мощности при выполнении программы допустимой располагаемой мощности на борту.

4.4. Моделирование работы бортовых систем

С использованием системы твёрдотельного моделирования SolidWorks проводится синтез облика УП и МКА на его основе, а также выбор характеристик зоны целевой аппаратуры и параметров её установки при имеющихся массово-геометрических характеристиках. Электронное макетирование бортового состава проводится в процессе разработки УП с целью:

- проверки правильности конструктивных решений, заложенных в конструкторскую документацию;
- отработки монтажа и демонтажа модулей БА;
- отработки монтажа БКС;
- оценки достаточности зазоров между комплектующими УП, элементами конструкции, в том числе подвижными.

Моделирование работы целевой аппаратуры в составе УП проводится с це-

лью подтверждения принятой проектной схемы и выработки дополнительных характеристик УП.

5. Пример реализации технологий системного проектирования

Рассмотрим решение задачи проектирования МКА на базе УП с целью определения проектных параметров УП, способной обеспечивать следующие требования целевой аппаратуры:

- электропитание: до 16 Вт;
- масса: 12 кг;
- объём научной информации в сутки: 1 Мбит;
- длительность научной программы: 1 год.

Существуют ограничения:

- линейные размеры МКА: $a \leq 0,6$ м; $b \leq 0,45$ м; $h \leq 0,45$ м;
- объём МКА: $V_{МКА} \leq 0,12$ м³;
- масса попутной ПН: $m_{ПН} \leq 53$ кг;
- запуск МКА: попутно на КА-носителе типа «Бион-М».

Для поиска возможных решений рассмотрим три типовых состава обеспечивающей аппаратуры. Для трёх типовых составов рассмотрим варианты корпуса: 4-, 5-, 6-угольная призма, средняя плотность УП: $\rho_{УП} = 500$ кг/м³. С учётом варьирования параметров a , b , h , $k_{Инт}$ получено более 100 вариантов. Результаты для неориентируемого варианта четырёхугольной призмы на базе первого типового состава представлены в табл.3. Для данного варианта существуют 11 допустимых вариантов исполнения корпуса УП при различных вариантах интеграции (табл.4).

Таблица 3

Размеры a/b/h, м	$M_{УП}$, кг	$M_{ЦА}$, кг						$N_{СЭП}$, Вт	$N_{ОА}$, Вт
		$k_{Инт}=0$	$k_{Инт}=0,03$	$k_{Инт}=0,14$	$k_{Инт}=0,3$	$k_{Инт}=0,64$	$k_{Инт}=1$		
0,61/0,61/0,2	26,42	3,3	3,58	4,65	6,36	10,39	14,62	28,57	6,5
0,54/0,54/0,25	24,47	5,64	5,9	6,9	8,48	12,21	16,14	25,32	6,5
0,50/0,50/0,3	23,47	6,84	7,1	8,06	9,57	13,15	16,9	23,64	6,5
0,42/0,42/0,42	22,78	7,66	7,9	8,84	10,3	13,78	17,43	22,5	6,5
0,38/0,38/0,5	22,95	7,46	7,71	8,65	10,12	13,63	17,3	22,78	6,5
0,33/0,33/0,7	24,17	6,0	6,26	7,26	8,8	12,5	16,36	24,8	6,5

Таблица 4

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Размеры a/b/h, м	0,61/0,61/ 0,2	0,54/0,54/ 0,25		0,50/0,50/ 0,3		0,42/0,42/ 0,42		0,38/0,38/ 0,5		0,33/0,33/ 0,7	
$M_{УП}$, кг	26,42	24,47		23,47		22,78		22,95		24,17	
$k_{Инт}$	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1
$M_{ЦА}$, кг	14,62	12,21	16,14	13,15	16,9	13,78	17,43	13,63	17,3	12,5	16,36
$N_{СЭП}$, Вт	28,57	25,32		23,64		22,5		22,78		24,8	
$N_{ОА}$, Вт	6,5										

Таблица 5

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$M_{УП}$, кг	26,42	24,47	24,47	23,47	23,47	22,78	22,78	22,95	22,95	24,17	24,17
$M_{ЦА}$, кг	14,62	12,21	16,14	13,15	16,9	13,78	17,43	13,63	17,3	12,5	16,36
$\mu_{УП}$	0,356	0,333	0,397	0,359	0,419	0,377	0,433	0,373	0,43	0,341	0,404

Таблица 6

Варианты	1	2	3	4	5	6
$k_{Инт}$	0,3	0,03	0,14	0,03	0,14	0,14
$N_{СЭП}$, Вт	12,7	10,2	12,2	11,1	11,5	13
$T_{Сум}$, сут.	879	1095	918	1006	972	860

Данные варианты удовлетворяют требованиям свободной зоны под обтекателем РН «Союз-2» при запуске КА типа «Фотон-М», «Бион-М». Выбор наилучшего варианта осуществляется из условия максимальной относительной массы целевой аппаратуры (табл. 5).

Оптимальным вариантом является вариант № 7 с характеристиками:

- размеры корпуса: 0,42/0,42/0,42 (м);
- $M_{УП}$ – 22,78 кг;
- $k_{Инт}$ – 1;
- максимальная масса устанавливаемой целевой аппаратуры $M_{ЦА}$ – 17,43 кг;
- мощность СЭП $N_{СЭП}$ – 22,5 Вт;
- мощность обеспечивающей аппаратуры $N_{ОА}$ – 6,5 Вт.

Платформа с близкими к данной УП характеристиками ($\Delta P_i < 5\%$) положена в основу создания на её базе малых космических аппаратов научного назначения семейства «АИСТ» (рис. 3). Данная УП может быть подвергнута структурному и параметрическому изменению в целях оптимизации дополнительных критериев заказчика при формировании облика МКА.

В качестве примера рассмотрим её совместимость с научной аппаратурой (НА) МАГКОМ и МЕТЕОР. В состав данной научной аппаратуры входят модули суммарной массой 10 кг, объёмом для внутреннего размещения 0,009 м³ и внешнего размещения 0,003 м³; длительность работы НА: $T_p \geq 500$ сут; ориентация МКА не требуется; мощность потребления НА: от 3 до 17 Вт. Данные характеристики реализуемы УП, однако требуется компоновка НА на внешней поверхности корпуса УП.

В результате моделирования была снижена площадь СБ. В целях снижения стоимости МКА проведена адаптация НА с учётом варьирования $k_{Инт}$ (нетипизированная обеспечивающая аппаратура занимала резерв объёма, отводимый УП под целевую аппаратуру) и площади СБ. В табл. 6 приведены результаты, удовлетворяющие всем требованиям НА, включая длительность работы. К проектированию принят вариант №2, соответствующий минимальной стоимости адаптации за счёт малого времени проектирования.

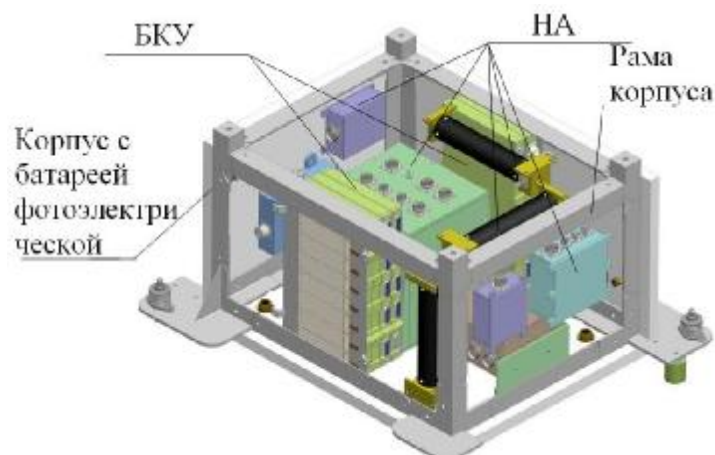


Рис. 3. Малый космический аппарат «АИСТ»
(три панели корпуса условно не показаны)

На рис.4 показаны ограничения на длительность постоянной работы НА в зависимости от потребляемой мощности.

Описанная методика выбора проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов позволяет автоматизировать процесс синтеза проектных решений, реализовать интерактивную процедуру анализа вариантов и в конечном счёте повысить качество и сократить сроки эскизного проектирования.

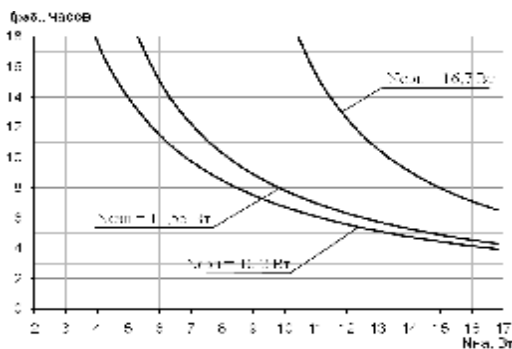


Рис. 4. Ограничения на длительность постоянной работы научной аппаратуры

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.B37.21.1555 «Разработка методики проектирования космической системы орбитальной инспекции на базе маневрирующих малых космических аппаратов».

Библиографический список

1. Соллогуб, А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические

модели повышения эффективности КА [Текст]/А.В. Соллогуб, Г.П. Аншаков, В.В. Данилов; под ред. Д.И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

2. Куренков, В.И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.

3. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

4. Проектирование малых космических аппаратов на основе модульных технологий [Текст]: учеб. пособие / В.И. Абрашкин, В.В. Волоцуев, В.И. Куренков [и др.] – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 85 с.

5. Основы синтеза систем летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / А.А. Лебедев, В.Н. Баранов, В.Т. Бобронников [и др.]; под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

6. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли. – М.: изд-во стандартов, 1983 г.

CHOICE OF DESIGN PARAMETERS OF UNIVERSAL PLATFORMS OF SMALL SPACE VEHICLES

© 2012 V. V. Volotsuev¹, I. S. Tkachenko¹, S. L. Safronov²

¹Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

²Space Rocket Center "TsSKB-Progress"

The system approach to the designing of universal platforms (UP) for small space vehicles (SSV) with the use of the modular principle is presented. An algorithm of target equipment (TA) adaptation to the universal platform as well as an algorithm of integration of modular components at the stage of the formation of SSV design shape are described. The problem of UP design optimization is dealt with. The realization of the system approach is presented, the development of the SSV "AIST" taken as an example.

Universal platform, small space vehicle, system approach, designing methods, modular technologies, integration, design parameters, optimization.

Информация об авторах

Волоцув Владимир Валериевич, кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

Ткаченко Иван Сергеевич, кандидат технических наук, ассистент кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование малых космических аппаратов, информационные технологии.

Сафронов Сергей Львович, начальник группы ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», соискатель кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов, методы синтеза космических систем.

Volotsuev Vladimir Valerievich, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of space vehicles.

Tkachenko Ivan Sergeevich, candidate of technical science, assistant of the department of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of small satellites, information technologies.

Safronov Sergey Lvovich, chief of group, Space Rocket Center "TsSKB-Progress", post-graduate student of the department of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: designing of spacecraft, methods of synthesis of space systems.

УДК 629.78

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕЛЁТОВ НА ВЫСОКИЕ ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ С ХИМИЧЕСКИМИ И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

© 2012 С. А. Ишков, П. В. Фадеенков, В. Л. Балакин

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается перелёт на высокие околоземные орбиты с применением двухступенчатого разгонного блока с последовательным расположением ступеней с химическими и электроракетными двигателями. Проведено моделирование для ряда схем перелётов.

Определены области предпочтительного применения разных типов разгонных блоков с точки зрения максимума массы полезной нагрузки, выводимой на целевую орбиту.

Перелёт, высокая околоземная орбита, разгонный блок, химический ракетный двигатель, электроракетный двигатель, масса полезной нагрузки, моделирование, оптимизация.

В Федеральной космической программе России на 2006-2015 годы первоочередной задачей объявляется «развитие, восполнение и поддержание орбитальной группировки космических аппаратов в интересах социально-экономической сферы, науки и безопасности страны». Решение этой задачи требует развития и совершенствования средств выведения космических аппаратов (КА) на целевые околоземные орбиты, в частности последней ступени средства выведения – разгонного блока (РБ).

В настоящее время значительное внимание уделяется исследованию возможностей двухступенчатого РБ с последовательным расположением ступеней с химическими (ХРД) и электроракетными (ЭРД) двигателями. Результаты исследований показывают, что такой РБ сможет выводить массу полезного груза большую, чем одноступенчатый РБ с ХРД, за время меньшее, чем РБ с ЭРД.

Движение первой ступени РБ с использованием ХРД большой тяги будем описывать импульсными решениями.

Вследствие сложности решений для произвольного расположения в простран-

стве начальной, промежуточной и конечной орбит принято допущение, что все орбиты коаксиальные. Это позволяет использовать аналитические зависимости для расчёта затрат характеристической скорости.

Расчёт затрат характеристической скорости для трёхимпульсного некомпланарного перелёта первой ступени РБ с ХРД с начальной на промежуточную орбиту с поворотом плоскости в апогее переходных орбит проводится по формулам:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\mu / r_{\pi 0}} \cdot \left| \sqrt{1 + e_{nep1}} - \sqrt{1 + e_0} \right|, \quad (1)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\mu / r_{\alpha nep}} \times \\ \times \sqrt{2 - e_{nep1} - e_{nep2} - 2 \cdot \sqrt{(1 - e_{nep1})(1 - e_{nep2})} \cdot \cos(\Delta i)}, \quad (2)$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{\mu / r_{\pi np}} \cdot \left| \sqrt{1 + e_{nep2}} - \sqrt{1 + e_{np}} \right|, \quad (3)$$

где $r_{\pi 0}$ - радиус перигея начальной орбиты; $r_{\alpha nep}$ - радиус апогея первой и второй переходных орбит (подлежит определе-

нию в процессе решения задачи из условия минимума затрат характеристической скорости); $r_{\pi np}$ - радиус перигея промежуточной орбиты; e_0, e_{np} - эксцентриситеты начальной и промежуточной орбит, соответственно;

$e_{пер1} = (r_{\alpha пер} - r_{\pi 0}) / (r_{\alpha пер} + r_{\pi 0})$ - эксцентриситет первой переходной орбиты;

$e_{пер2} = (r_{\alpha пер} - r_{\pi np}) / (r_{\alpha пер} + r_{\pi np})$ - эксцентриситет второй переходной орбиты;

$\Delta i = i_{np} - i_0$ - угол некомпланарности начальной и промежуточной орбит;
 $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - гравитационная постоянная.

Траектория движения второй ступени РБ с использованием ЭРД малой тяги определяется в результате решения вариационных задач аналитическими или численными методами. Упрощение модели движения, отбрасывание ряда ограничений позволяет получить рациональные управления и аналитические выражения, удобные в использовании при решении задач совместной оптимизации проектно-баллистических параметров.

Существующие программы управления малой тягой либо представлены отдельным управлением вектором тяги в плоскости орбиты и вне её, либо применяются для перелётов между близкими орбитами, либо требуют решения задачи оптимизации многоэтапного перелёта. Поэтому требуется дополнительное исследование рациональных программ управления, приводящих к совместному изменению элементов орбиты при перелёте между удалёнными орбитами, и сравнению этих программ с существующими по критерию оптимальности.

На основании известных законов управления можно сформировать следующие схемы перелёта с промежуточной произвольной орбиты на конечную круговую орбиту с использованием РБ с ЭРД:

схема 1 – изменение промежуточной круговой орбиты до конечной круговой

орбиты с одновременным изменением наклона с постоянно включённым двигателем и вектором тяги, перпендикулярным радиус-вектору [1];

схема 2 – изменение промежуточной эллиптической орбиты до круговой орбиты с трансверсальной тягой с пассивными участками и с последующим изменением наклона [2];

схема 3 – изменение промежуточной эллиптической орбиты до круговой орбиты с применением оптимального закона управления вектором тяги в плоскости орбиты и с последующим изменением наклона [2].

В данных схемах отсутствует совместное изменение элементов орбиты при перелёте между промежуточной эллиптической и конечной круговой некомпланарными орбитами. Поэтому исследован перелёт между промежуточной эллиптической и конечной круговой некомпланарными орбитами с совместным изменением элементов орбиты, который может состоять из нескольких этапов в зависимости от сочетания параметров начальной и конечной орбит. Рассмотрены три варианта расположения участков тяги на витке: 1 – перелёт с постоянно включённым двигателем с разгонным и тормозным участками и с постоянным углом рыскания ψ ; 2 – перелёт с одним активным и одним пассивным участками с постоянным углом рыскания ψ ; 3 – перелёт с постоянно включённым двигателем с разными углами рыскания в окрестности апогея ψ_α и перигея ψ_π :

$$\psi = [\psi_\alpha - \psi_\pi + (\psi_\alpha + \psi_\pi) \text{sign}(\cos(u))] \cdot 0,5.$$

Во всех вариантах вектор тяги перпендикулярен радиус-вектору.

Исходная система уравнений в осях, описывающих движение РБ, после перехода к эксцентрической аномалии E и проведения процедуры усреднения примет вид:

$$\left. \begin{aligned}
\frac{dA}{dE} &= \frac{4}{\pi} \cdot a \cdot \frac{A^3}{\mu} \cdot \sqrt{1-e^2} \cdot (2 \cdot ar \cos(e) \times \\
&\times (\cos \psi_\pi - \cos \psi_\alpha) + (\xi - \frac{\pi - \alpha}{2}) \cdot \cos \psi_\alpha), \\
\frac{de}{dE} &= \frac{1}{\pi} \cdot a \cdot \frac{A^2}{\mu} \cdot \sqrt{1-e^2} \times \\
&\times \left[(2 \cdot \sqrt{1-e^2} - \frac{e}{2} \cdot (e \cdot \sqrt{1-e^2} + 3 \cdot e \cdot \arccos(e))) \times \right. \\
&\times (\cos \psi_\pi - \cos \psi_\alpha) + (\pm 4 \cdot \sin(\xi + \frac{\alpha}{2}) \cdot \cos(\frac{\alpha}{2}) - \\
&\left. - \frac{e}{2} \cdot \sin(2\xi + \alpha) \cdot \cos(\alpha) - 3e \cdot (\xi - \frac{\pi - \alpha}{2}) \cdot \cos \psi_\alpha \right), \\
\frac{di}{dE} &= \frac{1}{2\pi} \cdot a \cdot \frac{A^2}{\mu \sqrt{1-e^2}} \times \\
&\times \left[-\frac{1 + \text{sign}(\pi - \alpha - \arccos(e))}{2} \cdot (\sqrt{1-e^2} \cdot (2 + e^2) + \right. \\
&+ 3 \cdot e \cdot \arccos(e)) \cdot (\sin \psi_\pi + \sin \psi_\alpha) - (2 \sin \alpha \times \\
&\left. \times (1 + e^2) - e \cdot (3 \cdot (\pi - \alpha) - \frac{\sin 2\alpha}{2})) \cdot \sin \psi_\alpha \right], \\
\frac{dV_x}{dE} &= a \cdot \sqrt{\frac{A^3}{\mu}} \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{\pi} \pm \frac{2e}{\pi} \cdot \sin(\frac{\alpha}{2}) \cdot \cos(\xi + \frac{\alpha}{2}) \right), \\
\frac{d\Omega}{dE} &= 0, \quad \frac{d\omega}{dE} = 0,
\end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где A, e, i, ω, Ω – оскулирующие элементы орбиты; a – модуль реактивного ускорения; ψ_π, ψ_α – угол рыскания в окрестности перигея и апогея, соответственно; ξ – половина ширины разгонного участка, α – ширина одного пассивного участка, знак «+» соответствует положению центра активного участка в перигее, а знак «-» – в апогее.

Для варианта 1 расположения участков тяги на витке следует положить $\psi_\pi = \psi_\alpha = \psi, \alpha = 0$, для варианта 2 – $\psi_\pi = \psi_\alpha = \psi, \xi + \alpha = \pi$, для варианта 3 – $\xi = \pi, \alpha = 0$, а углы ψ_π, ψ_α определяются из решения задачи оптимизации.

При условии постоянства ξ и α первые два уравнения системы (4) могут быть совместно проинтегрированы. Для варианта 2 ($\xi + \alpha = \pi$) получено выражение изменения большой полуоси A и эксцентриситета e :

$$A \cdot (\sin \xi \pm e \cdot k_1)^{\frac{\xi}{k_1}} = \text{const}, \quad (5)$$

$$\text{где } k_1 = \frac{3}{4}\xi + \frac{\sin 2\xi}{8}.$$

С использованием принципа максимума Понтрягина получены оптимальные законы управления отклонением вектора тяги от плоскости орбиты:

– для непрерывной тяги с разгонным и тормозным участком (вариант 1) [3]:

$$\frac{1}{2\pi \cdot \sin \psi} \cdot \sqrt{\frac{A}{\mu \cdot (1-e^2)}} \cdot (-3e \cdot \pi - \\
- 2 \cdot \sqrt{1-e^2} \cdot (2 + e^2) + 6 \cdot e \cdot \arccos(e)) = \text{const} \quad (6)$$

– для одного пассивного и одного активного участка (вариант 2):

$$\frac{1}{\sin^2 \psi} \cdot \frac{di}{dV_x} = C; \quad (7)$$

– для разных углов отклонения вектора тяги ψ_α в апогее и ψ_π в перигее (вариант 3) [4]:

$$\text{tg} \psi_\alpha = H_3 / H_1, \quad \text{tg} \psi_\pi = H_4 / H_2, \quad (8)$$

где

$$H_1 = \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{A(1-e^2)}{\mu}} \cdot \left\{ 2 \cdot \arccos(e) \cdot A \cdot \psi_A + \frac{1}{2} \cdot \left[4\sqrt{1-e^2} - e \cdot (e \cdot \sqrt{1-e^2} + 3 \cdot \arccos(e)) \right] \cdot \psi_e \right\},$$

$$H_2 = \sqrt{\frac{A(1-e^2)}{\mu}} \cdot \left(2 \cdot A \cdot \psi_A - \frac{3}{2} e \cdot \psi_e \right) - H_1,$$

$$H_3 = \sqrt{\frac{A}{\mu \cdot (1-e^2)}} \cdot \frac{\left[(2+e^2)\sqrt{1-e^2} - 3 \cdot e \cdot \arccos(e) \right] \cdot \psi_i}{2\pi},$$

$$H_4 = \frac{-3}{2} \cdot \sqrt{\frac{A}{\mu \cdot (1-e^2)}} \cdot e \cdot \psi_i + H_3.$$

$$\psi_i = \text{const}, \quad \psi_{V_x} = \text{const},$$

$$\psi_A = (A_0 \cdot \psi_{A0} - V_x / 2) / A, \quad \psi_e - \text{сопряжённые множители.}$$

Начальные значения сопряжённых множителей зависят от начальных углов отклонения вектора тяги от плоскости орбиты, которые определяются в результате решения краевых задач методом Ньютона.

Моделирование показало, что затраты характеристической скорости на перелёт при использовании полученного закона управления (8) не превышают 12% по сравнению с результатами, полученными без ограничений на ориентацию вектора тяги [5].

Из трёх исследованных вариантов расположения участков тяги на витке третий вариант с разными углами рыскания в окрестности апогея и перигея наиболее близок к управлению без ограничений на ориентацию вектора тяги, и поэтому будет использован при оптимизации проектно-баллистических параметров перелётов.

Исследованы три перелёта: с низкой круговой орбиты высотой 200 км и наклоном 51,6° (космодром Байконур) и наклоном 5° (космодром Куру) на геостационарную орбиту (ГСО) радиусом 42164 км и наклоном 0°; с низкой круговой орбиты высотой 200 км и наклоном 64,8° (космодром Байконур) на орбиту спутниковой системы навигации ГЛОНАСС радиусом 20000 км и наклоном 64,8°.

$$\vec{y}_{opt} = \arg \max(\mu_{ПН}(\vec{x}_0, \vec{y}, \vec{x}_k, T) | T = \text{fixe}, \vec{x}_0 = \text{fixe}, \vec{x}_k = \text{fixe}).$$

(9)

Первый перелёт осуществляется с существенными изменениями высоты и наклона; второй – с существенным изменением высоты и малым изменением наклона; третий – с существенным изменением высоты без изменения наклона.

Общий перелёт представлен в виде двух выполняемых последовательно манёвров, соответственно, общая задача оптимизации сведена к более простым задачам баллистического проектирования и поиска максимума функции нескольких переменных.

Модель массы КА с РБ в виде отношения массы КА как полезной нагрузки (ПН) к начальной массе представлена произведением относительных масс ступеней, которые зависят от проектных параметров ступеней, характеристических скоростей переходов между орбитами и моторного времени перелёта ступени с ЭРД [3].

Для описания движения РБ принята система дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах.

Задача оптимизации проектно-баллистических параметров КА с рассматриваемым двухступенчатым РБ формулируется следующим образом: определить такой вектор \vec{y}_{opt} , чтобы осуществить перелёт с максимальной удельной массой полезной нагрузки $\mu_{ПН}$ при заданных времени перелёта T и граничных условиях \vec{x}_0, \vec{x}_k :

Здесь $\vec{y} = \{A_{np}, e_{np}, i_{np}, \alpha, c\}^T$ – вектор оптимизируемых параметров, состоящий из большой полуоси A_{np} , эксцентриситета e_{np} и наклонения i_{np} промежуточной орбиты; ширины пассивного участка полёта α для этапа преимущественного изменения эксцентриситета с применением ЭРД; скорости истечения c рабочего тела.

Расчёт затрат характеристической скорости на перелёт первой ступени РБ с ХРД, одно- и двухступенчатого РБ с ХРД проводился согласно (1) – (3).

Для перелёта второй ступени РБ с ЭРД с промежуточной орбиты на конечную круговую орбиту рассмотрены схемы, проанализированные ранее :

схема 1 - вектор оптимизируемых параметров имеет вид: $\vec{y} = \{A_{np}, i_{np}, c\}^T$;

схема 2 - вектор оптимизируемых параметров имеет вид: $\vec{y} = \{A_{np}, e_{np}, i_{np}, \alpha, c\}^T$;

схема 3 - вектор оптимизируемых параметров имеет вид: $\vec{y} = \{A_{np}, i_{np}, c\}^T$.

Введена схема 4, соответствующая варианту 3 расположения участков разной тяги на витке и оптимальному закону управления вектором тяги (8). Вектор оп-

тимизируемых параметров имеет вид: $\vec{y} = \{A_{np}, e_{np}, i_{np}, c\}^T$.

Для сравнения рассмотрены также схемы перелётов между круговыми некомпланарными орбитами с использованием только одного из типов двигателя (ХРД или ЭРД):

схема 5 - перелёт одноступенчатого РБ с ЭРД ($\mu_{пн} = \mu_{ЭРД}$). Оптимизируется только скорость истечения ($\vec{y} = c$), поскольку отсутствует промежуточная орбита;

схема 6 - перелёт одноступенчатого РБ с ХРД ($\mu_{пн} = \mu_{ХРД}$);

схема 7 - перелёт двухступенчатого РБ с ХРД ($\mu_{пн} = \mu_{ХРД1} \cdot \mu_{ХРД2}$).

Задача оптимизации решалась с применением численного метода поиска максимума функции нескольких переменных, а именно: модифицированного метода Хука-Дживса, дающего быструю сходимость вычислительного процесса.

Оптимизация проведена для проектно-баллистических параметров перелёта на примере КА с характеристиками, приведёнными в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики РБ

$\gamma^{сyx}$, кг/кг	$\gamma_{ХРД}^{СПХ}$, кг/кг	$c_{ХРД}$, м/с	$\gamma_{ЭРД}^D$, кг/Н	$\gamma_{ЭРД}^{СПХ}$, кг/кг	$\gamma_{ЭУ}$, кг/кВт
$1 \cdot 10^{-4}$	0,06	3755	40	0,5	50

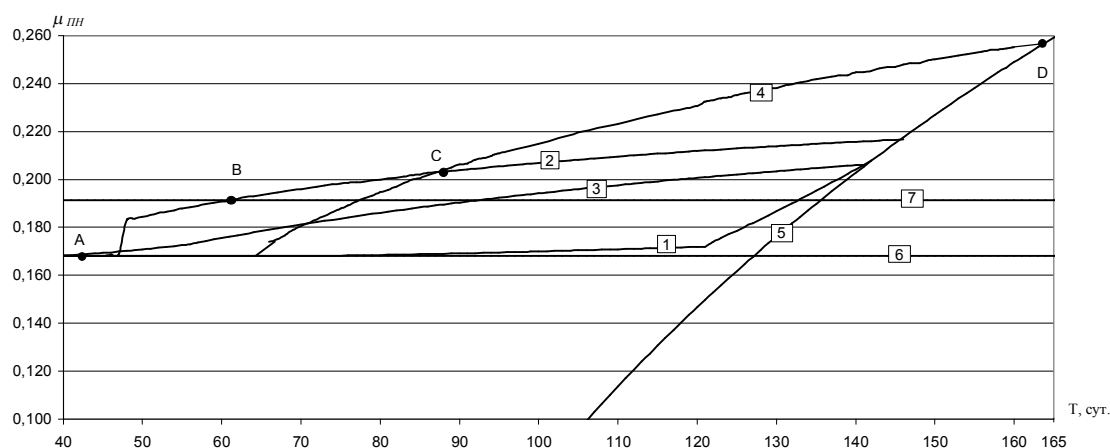


Рис. 1. Зависимость относительной полезной нагрузки от времени перелёта T для различных РБ и схем перелёта на ГСОс $\Delta i = 51,6^\circ$

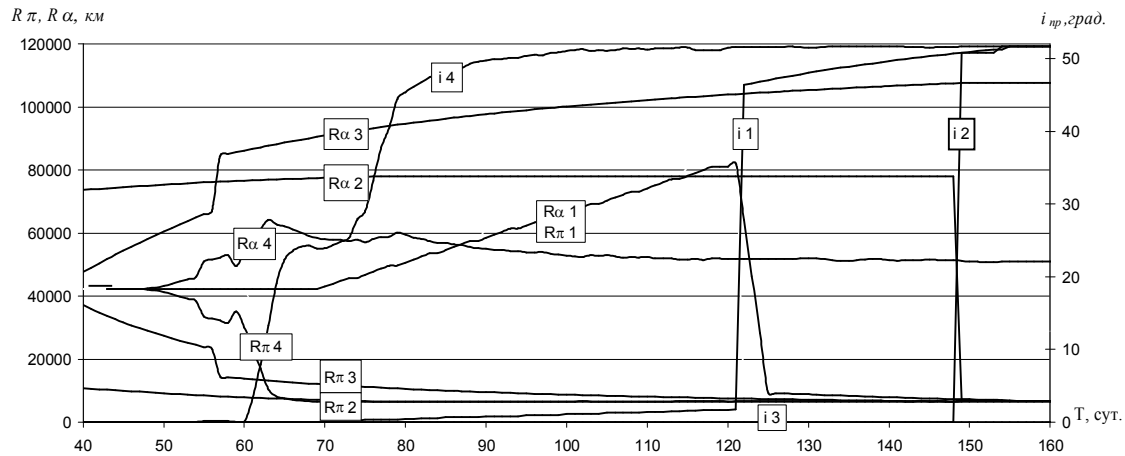


Рис. 2. Зависимости радиуса апогея, радиуса перигея и наклоения от времени перелёта T для различных РБ и схем перелёта на ГСО с $\Delta i = 51,6^\circ$

Результаты расчётов перелёта с космодрома Байконур на ГСО представлены на рис. 1, 2 в виде графиков зависимости относительной массы полезной нагрузки $\mu_{пн}$ и баллистических параметров: радиуса апогея $R\alpha$, радиуса перигея $R\pi$ и наклоения $i_{пр}$ промежуточной орбиты. Номера зависимостей соответствуют номерам схем перелёта.

Из рис. 1 следует, что существующий одноступенчатый РБ с ХРД «Бриз» [6] является наилучшим до времени $T = 42$ сут. (точка А) по сравнению с комбинированным РБ. До времени перелёта $T = 60$ сут. (точка В) наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД. Далее до времени $T = 88$ сут. (точка С) наилучшим является двухступенчатый РБ с последовательным применением ХРД и ЭРД при второй схеме перелёта. Далее до времени $T = 164$ сут. (точка D) наилучшим является тот же двухступенчатый РБ при четвёртой схеме перелёта. При большем времени перелёта наилучшим является одноступенчатый РБ с ЭРД.

Из рис. 2 видно, что для схем 2, 3, 4 промежуточные орбиты являются эллиптическими, сильно вытянутыми. Для схемы 3 наклонение промежуточной орбиты остаётся постоянным и равным наклонению конечной орбиты. Для схем 1, 2, 4 наклонение промежуточной орбиты приближается к наклонению начальной орби-

ты при временах перелёта, равных 85, 120 и 140 суткам, соответственно.

Моделирование перелёта с космодрома Байконур на ГСО показало:

- с точки зрения максимума относительной полезной нагрузки до времени $T = 60$ сут. наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД, до времени $T = 88$ сут. - двухступенчатый РБ с ХРД и ЭРД при второй схеме перелёта, до времени перелёта $T = 164$ сут. - тот же РБ при четвёртой схеме перелёта, а при большем времени перелёта наилучшим становится одноступенчатый РБ с ЭРД;
- максимальный выигрыш в массе полезного груза от использования комбинированного РБ по сравнению с существующими способами выведения может составить 43 %, а именно: 1500 кг для ракеты-носителя (РН) «Протон» и 500 кг для РН «Союз».

Моделирование перелёта с космодрома Куру на ГСО показало:

- с точки зрения максимума относительной полезной нагрузки до времени $T = 46$ сут. наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД, до времени $T = 68$ сут. - комбинированный РБ при первой схеме перелёта, с которой практически совпадают вторая и четвёртая схемы с вырождением промежуточной эллиптической орбиты в круговую, а при большем времени перелёта наилучшим становится одноступенчатый РБ с ЭРД;

- максимальный выигрыш в массе полезной нагрузки от использования комбинированного РБ может составить до 35 %.

Моделирование перелёта с космодрома Байконур на орбиту спутниковой системы радионавигации ГЛОНАСС показало:

- с точки зрения максимума относительной полезной нагрузки до времени $T = 30$ сут. наилучшим является двухступенчатый РБ с ХРД, до времени $T = 51$ сут. - комбинированный РБ при первой схеме перелёта, с которой практически совпадают вторая и четвёртая схемы с вырождением промежуточной эллиптической орбиты в круговую, а при большем времени перелёта наилучшим становится одноступенчатый РБ с ЭРД;

- максимальный выигрыш в массе полезной нагрузки от использования комбинированного РБ может составить до 20 %.

При перелёте на орбиту ГЛОНАСС изменения наклонения не требуется, и соответственно, промежуточная орбита вырождается в круговую, высота которой при увеличении времени перелёта плавно уменьшается от высоты конечной орбиты до высоты начальной орбиты.

Для всех перелётов:

- скорости истечения для ЭРД примерно одинаковы и при увеличении времени перелёта плавно увеличиваются по зависимостям, близким к линейной зависимости;

- скорость истечения двухступенчатого РБ с ЭРД незначительно больше скорости истечения одноступенчатого РБ с ЭРД, а требуемая мощность двухступенчатого РБ меньше требуемой мощности одноступенчатого РБ.

Таким образом, определены области предпочтительного применения разных типов разгонных блоков. При определённом времени перелёта существует выигрыш в массе выводимого на целевую орбиту КА при использовании двухступенчатого РБ с последовательным

использованием ХРД и ЭРД по сравнению с РБ, использующими только ХРД или ЭРД. Этот выигрыш растёт при увеличении разницы в наклонении или высоте между начальной и целевой орбитами.

Библиографический список

1. Лебедев, В.Н. Расчёт движения космического аппарата с малой тягой [Текст] / В.Н. Лебедев – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – 106 с.

2. Салмин, В. В. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой [Текст] / В.В. Салмин, С.А. Ишков, О.Л. Старинова – Самара: СНЦ РАН, 2006. – 164 с.

3. Фадеенков, П.В. Оптимизация перелётов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическим и электрореактивными двигателями [Текст] / П.В. Фадеенков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. – Самара, 2007. – Вып. 1. – С. 116-123.

4. Фадеенков, П.В. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелёте между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами [Текст] / П.В. Фадеенков, С.А. Ишков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. – Самара, 2011. – Вып. 1. – С. 38-43.

5. Попов, Г. А. Проектирование траекторий межорбитального перелёта космического аппарата с маршевыми электроракетными двигательными установками [Текст] / Г.А. Попов, М.С. Константинов, В.Г. Петухов // Вестник РФФИ. – 2006. – № 3.

6. Журавин, Ю.А. Разгонный блок «Бриз-М» [Текст] / Ю.А. Журавин // Новости космонавтики, – 2000. – № 8 – С.45-48.

ASSESSING THE EFFICIENCY OF FLIGHTS TO HIGH NEAR-EARTH ORBITS USING BOOSTERS WITH CHEMICAL AND ELECTRO-ROCKET ENGINES

©2012 S. A. Ishkov, P. V. Fadeenkov, V. L. Balakin

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

A flight to high near-earth orbits using a two-stage booster with a sequential arrangement of stages with chemical and electro-rocket engines is discussed in the paper. Simulation for a number of flight schemes is presented. Areas of preferential application of different types of boosters are determined in terms of maximum payload mass placed on the target orbit.

Flight, high near-earth orbit, booster, chemical rocket engine, electro-rocket engine, payload mass, simulation, optimization.

Информация об авторах

Ишков Сергей Алексеевич, доктор технических наук, профессор, директор института дополнительного профессионального образования, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: idpo@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космические тросовые системы, космическое машиностроение.

Фадеенков Павел Васильевич, кандидат технических наук, ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: dinpol@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космическое машиностроение.

Балакин Виктор Леонидович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: balakin@ssau.ru. Область научных интересов: динамика полёта и управление движением летательных аппаратов, космическое машиностроение.

Ishkov Sergey Alexeevich, doctor of technical science, professor, head of the institute of supplementary professional education, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: idpo@ssau.ru. Area of research: flight dynamics and flying vehicle motion control, space tether systems, space engineering.

Fadeenkov Pavel Vasilyevich, assistant, the department of space engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: dinpol@ssau.ru. Area of research: flight dynamics and flying vehicle motion control, space engineering.

Balakin Victor Leonidovich, doctor of technical science, professor, the department of space engineering, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: balakin@ssau.ru. Area of research: flight dynamics, flying vehicle motion control, space engineering.