

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАТОПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СПУСКЕ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

В.А. ЕСАКОВ, *проф. каф. САУ МГУЛ, акад. РАКЦ, канд. техн. наук,*
С.И. КУДРЯВЦЕВ, *нач. лаб. ФГУП ЦНИИмаш, канд. техн. наук,*
Д.Н. СЕРЕГИН, *асп. каф. САУ МГУЛ*

dimitr.seregin@gmail.com

МОО «Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского»,
125047, Москва, ул. Бутырский вал, д. 18, стр. 2

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш),
141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»,
141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Рассматривается задача повышения безопасности пилотируемых орбитальных космических полетов, связанная с организацией затопления (утилизации) несгоревших элементов конструкции отделяемого двигательного отсека пилотируемого корабля в пустынном районе Тихого океана. Двигательный отсек, не оборудованный системой теплозащиты, в процессе неуправляемого спуска в плотных слоях атмосферы разрушается под действием тепловых и аэродинамических нагрузок. Несгоревшие элементы конструкции достигают поверхности Земли и представляют собой реальную угрозу. В такой ситуации необходимо наличие в составе двигательного отсека системы управления, позволяющей выполнить организованную утилизацию несгоревших элементов конструкции в безопасном районе. Баллистическая схема операций при этом предусматривает проведение торможения корабля для посадки возвращаемого аппарата в заданном районе территории России, отделения двигательного отсека, его доразгона для обеспечения требуемого времени существования на орбите и последующего торможения для окончательного увода с орбиты. В статье кратко описывается возможное расположение районов посадки возвращаемого аппарата и затопления двигательного отсека при спуске с орбиты Международной космической станции. Рассматриваются вопросы выбора параметров импульса доразгона и импульса торможения двигательного отсека. Описывается методическое и программно-математическое обеспечение исследований. Приводятся результаты численного моделирования для выбора параметров схемы и оценки расхода топлива. Результаты получены для всего возможного диапазона географического расположения районов посадки возвращаемого аппарата. Выбранные параметры импульса доразгона могут быть приняты постоянными для всех случаев спуска корабля в штатных и нештатных ситуациях. Предлагается возможный состав бортовых алгоритмов баллистического обеспечения утилизации двигательного отсека.

Ключевые слова: перспективный пилотируемый космический корабль, спуск с орбиты, двигательный отсек, безопасная утилизация.

Обеспечение безопасности экипажа, поисково-спасательной службы, местного населения и наземной инфраструктуры является одной из важнейших задач, решаемых в процессе проектирования и выполнения пилотируемых космических полетов. Наиболее ответственным участком, определяющим выполнение программы полета пилотируемого транспортного корабля (ПТК) в целом, является спуск возвращаемого аппарата (ВА) в атмосфере Земли и его мягкая посадка в заданном районе. Задача обеспечения безопасности является комплексной, и ее решение определяется такими факторами, как:

– географическое расположение районов посадки;

- размеры районов посадки;
- характеристики местности в районах посадки;
- размеры области рассеивания точек приземления ВА, характеризующие степень совершенства системы управления спуском и системы мягкой посадки;
- состав отсеков ПТК;
- схема спуска;
- схемы резервирования спуска.

Рассмотрим класс ПТК, имеющих в своем составе оборудованный системой теплозащиты ВА скользящего типа и двигательный отсек (ДО), лишенный теплозащиты [1–3]. Функцией ДО является обеспечение требуемых условий входа ВА в плотные слои атмосферы. При подходе

ТПК к границе плотных слоев атмосферы ДО отделяется и в процессе неуправляемого баллистического спуска под действием аэродинамических и тепловых нагрузок разрушается. Несгоревшие элементы конструкции (НЭК) ДО достигают поверхности Земли. При этом НЭК имеют значительную кинетическую энергию и представляют собой реальную угрозу.

В настоящее время для околоземных полетов на Международную космическую станцию (МКС) используются ТПК типа «Союз ТМА». Точность посадки их ВА для штатного спуска в режиме автоматического управления составляет не хуже 20 км [4]. Районы посадки расположены на территории Республики Казахстан, где равнинная степная местность занимает значительные площади. Район падения НЭК ДО и бытового отсека [3] непосредственно примыкает к району посадки ВА.

Повышение точности управления спуском и, тем самым, снижение требований к размерам районов посадки ВА позволит осуществлять посадку ВА на территории России. Результаты многочисленных исследований (например, [2, 5–8]) показывают, что использование гибких терминальных алгоритмов управления спуском может обеспечить приведение ВА в заданный район с ошибкой не более 1 км. Такая точность предусматривается, в частности, для создаваемого в России ПТК нового поколения [9]. Однако при переносе районов посадки ВА на территорию России решение задачи безопасной утилизации НЭК ДО становится весьма актуальным.

При спуске ПТК с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) имеется возможность организации утилизации (затопления) НЭК ДО в пустынном районе южной части Тихого океана. Этот район используется для затопления НЭК грузовых автоматических кораблей типа «Прогресс М». В этом же районе завершил полет орбитальный комплекс «Мир» [10]. Схема затопления ДО ПТК предполагает выполнение доразгона ДО после разделения отсеков ПТК. При этом обеспечивается гарантированное существование

ДО на орбите в течение нескольких витков. Затопление НЭК ДО в заданном районе океана производится посредством решения задачи прицеливания и выдачей соответствующего тормозного импульса.

Решению задачи оценки параметров рассматриваемой схемы безопасной утилизации НЭК ДО, включая потребные затраты топлива, для всех возможных вариантов расположения районов посадки ВА на территории России, а также определению состава бортовых алгоритмов баллистико-навигационного обеспечения (БНО) ДО посвящается настоящая статья.

Районы посадки ВА и район затопления НЭК ДО

Оптимальным при спуске с ОИСЗ является расположение районов посадки ВА на широте, близкой по величине к наклону орбиты. В этом случае обеспечивается возможность посадки для максимального количества витков в каждые сутки полета [1]. Возможное расположение районов посадки для орбиты МКС (наклонение 51.6°) на территории России и трассы посадочных витков для крайних по долготе районов показаны на рис. 1. Долгота посадки ВА при этом находится в диапазоне от $46^\circ 22' 09''$ в.д. до $128^\circ 29' 23''$ в.д.

Как было отмечено выше, для затопления НЭК ДО планируется использовать район в южной части Тихого океана. Размеры района допускают рассеивание точек падения НЭК для нескольких витков в каждые сутки полета до 5000–6000 км по продольной дальности. Для крайних посадочных витков протяженность района уменьшается. Данная величина является ограничением сверху при выборе величины тормозного импульса ДО. Расположение района затопления, трасс спуска и областей рассеивания НЭК ДО для крайних посадочных витков показаны на рис. 2.

Методическое и программно-математическое обеспечение исследований

Проведенные проектно-баллистические исследования базировались на чис-

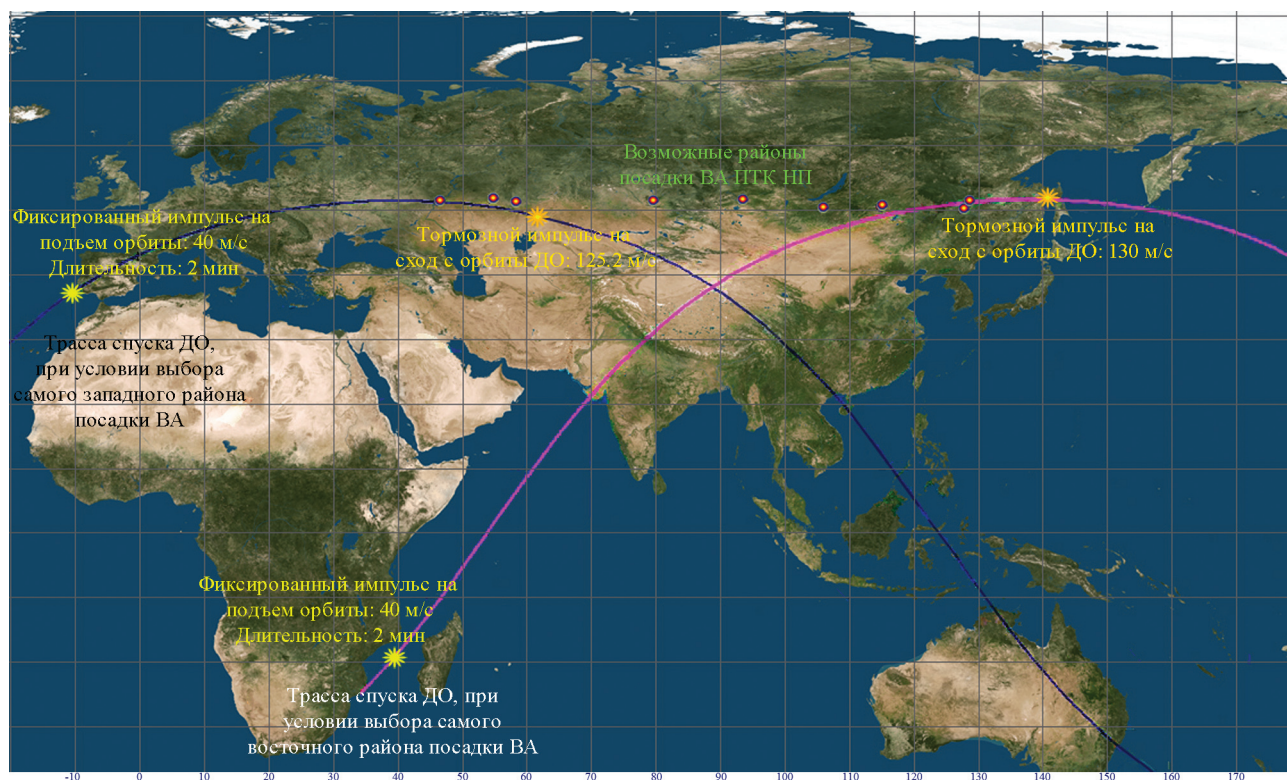


Рис. 1. Трассы спуска и возможные районы посадки БА

Fig. 1. Pistes and possible landing regions of BA

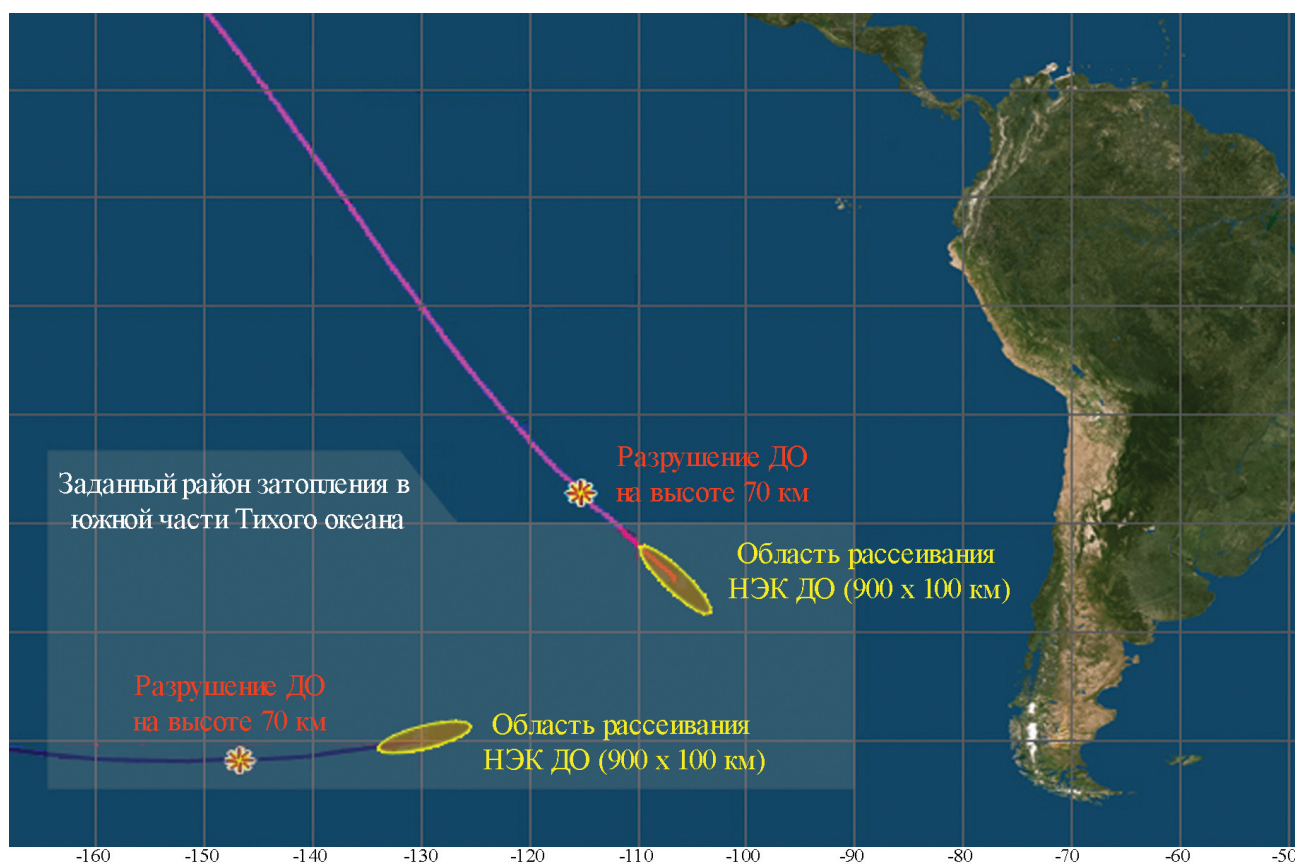


Рис. 2. Район затопления, трассы спуска и области рассеивания точек падения НЭК ДО

Fig. 2. The area of flooding, pistes and dispersion points of EB UE fall

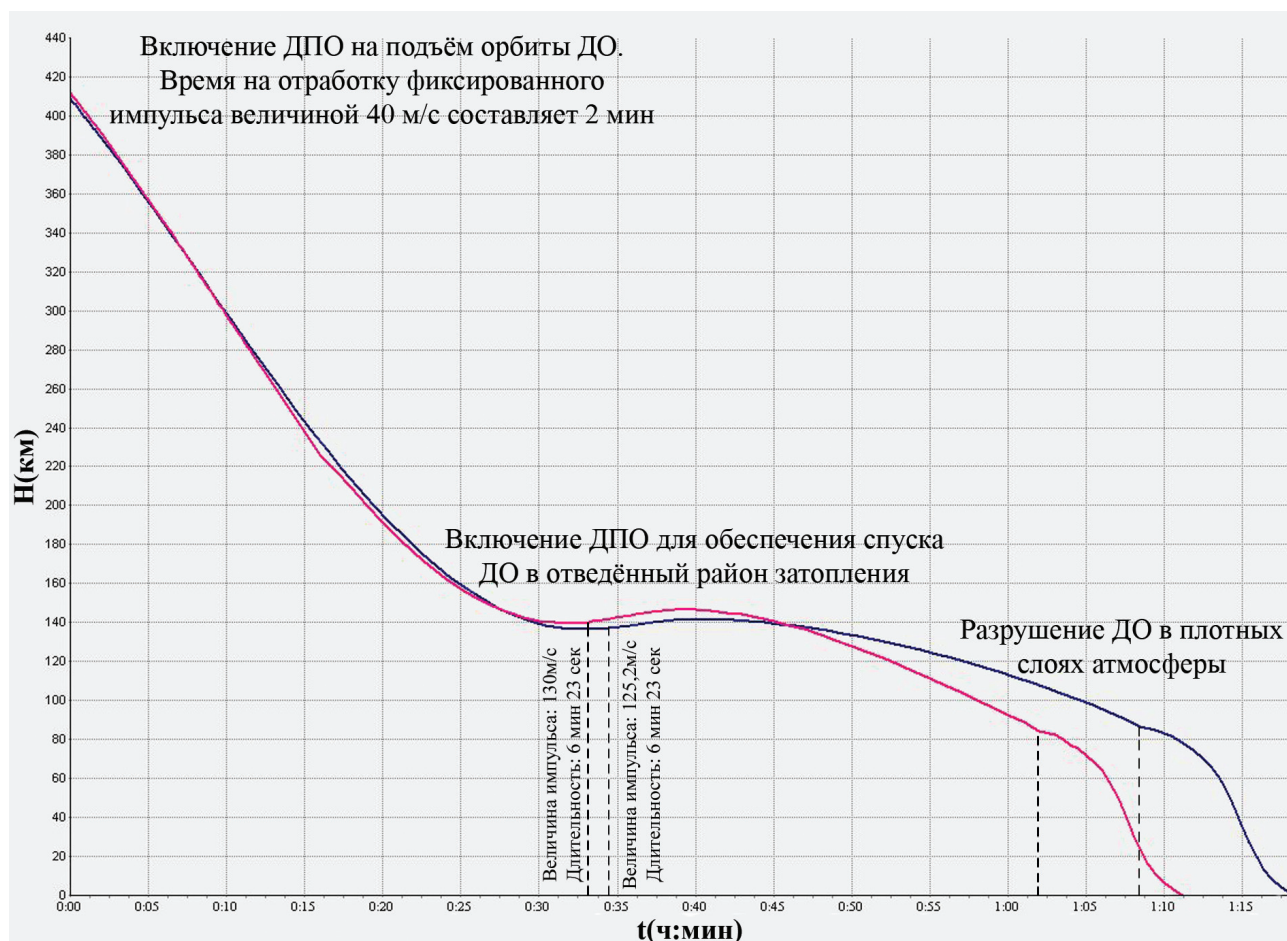


Рис. 3. Профили высоты полета ПТК и ДО при спуске с ОИСЗ

Fig. 3. Profiles of PTS and EB flight height during the descent from the orbit of an artificial satellite

ленном моделировании невозмущенного движения ПТК, ВА и ДО на внеатмосферном (участок полета по орбите МКС, сход с орбиты и подход к плотным слоям атмосферы) и атмосферном участках полета. Интегрирование дифференциальных уравнений движения центра масс производилось методом Адамса. Модель движения центра масс учитывала влияние гравитационного поля Земли (модель 2Ч0), аэродинамической силы лобового сопротивления (динамическая модель атмосферы ГОСТ 25645.115-84 и статическая модель атмосферы ГОСТ 4401-73 с учетом сезонно-широтных вариаций плотности и скорости ветра) и силы тяги тормозной двигательной установки (ТДУ).

Номинальная невозмущенная траектория спуска ВА выбиралась на основании решения задачи двухкоординатного (по широте и долготе) прицеливания в заданную

точку посадки. Управляющими параметрами при спуске с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) являлись время включения тормозной двигательной установки (ТДУ), направление и величина бокового маневра.

Параметры импульса доразгона ДО после разделения отсеков ПТК выбирались из условия обеспечения величины минимальной высоты переходной орбиты не менее 130 км.

Параметры тормозного импульса затопления ДО выбирались из условия прицеливания центра области рассеивания точек падения НЭК в середину участка трассы витка спуска в пределах отведенного района. В качестве центра принималась точка падения НЭК, имеющего величину приведенной нагрузки на мидель $P_x = 400 \text{ кг/м}^2$ (камеры сгорания двигателей, шар-баллоны высокого давления). Принималось, что

разрушение ДО происходит мгновенно на высоте 70 км, при этом могут образовываться НЭК с величинами P_x от 80 кГ/м² до 1600 кГ/м².

Для оценки размеров области рассеивания НЭК учитывалось влияние следующих факторов:

- разброс параметров переходной орбиты;
- ошибки построения ориентации ДО перед включением ТДУ;
- ошибки знания массы ДО;
- разброс характеристик ТДУ (тяги, удельный импульс тяги);
- ошибка знания силовых аэродинамических характеристик ДО;
- предельные вариации плотности атмосферы и скорости ветра;
- разброс величины P_x НЭК.

Программная реализация перечисленных методик основана на программном комплексе, который на протяжении длительного времени используется для оперативного баллистико-навигационного обеспечения спусков транспортных кораблей типа «Союз» и «Прогресс» [11]. Для рассматриваемых исследований комплекс относительно его современного состояния был доработан с учетом особенностей решаемых задач.

Определение величины импульсов доразгона и торможения ДО

По результатам расчетов было принято, что импульс доразгона должен составлять 40 м/с. Выполнение этого требования необходимо для обеспечения величины минимальной высоты переходной орбиты не менее 130 км. Увеличение импульса ведет к перерасходу топлива, а уменьшение – к нарушению условия существования ДО на орбите. Отметим, что найденная величина импульса доразгона может быть принята постоянной для всех случаев возможного спуска ПТК в нештатных ситуациях с более низких орбит.

Исследования движения ВА и ДО после разделения показали, что величина импульса на сход ДО с орбиты и затопления НЭК в

отведенном районе возрастает при увеличении времени между моментами включения одного из МД на спуск ВА и ДПО на подъем орбиты ДО. Следовательно, разгонный импульс необходимо выдавать как можно раньше, с учетом обеспечения безопасности ВА и экипажа.

Следующим фактором является географическое положение района посадки ВА, так как от него зависит количество времени, отведенного на проведение маневра. На рис. 3 видно, что при условии посадки в самом восточном районе момент разрушения ДО наступает раньше, поэтому необходимо увеличивать величину импульса на торможение.

Оценка затрат топлива на операции по затоплению ДО

Расход топлива при проведении операций по затоплению ДО зависит от различных факторов, среди которых выделяются: характеристики двигательных установок и выбор района посадки ВА. Расчет затрат топлива проводился с учетом двух крайних районов посадки и следующих характеристик маршевого двигателя (МД), двигателя перемещения и ориентации (ДПО).

Характеристики МД:

- тяга 2016 кГ;
- удельный импульс тяги 325 кГ/(кг/с).

Характеристики ДПО:

- тяга 25 кГ;
- удельный импульс тяги 307 кГ/(кг/с);
- тяга при работе 6 ДПО 141 кГ.

Результаты математического моделирования показали, что расход топлива можно считать приемлемым, т. к. на все операции затраты не превышают 250 кг.

Состав комплекса бортовых алгоритмов БНО затопления ДО

Состав комплекса определяется следующими взаимосвязанными факторами:

- характеристиками бортовой вычислительной машины («свободными мощностями» БЦВМ при решении текущих задач навигации, управления полетом и бортовыми системами);

– потребными затратами оперативной памяти БЦВМ и времени на решение задач БНО затопления ДО;

– распределением задач между бортовым и наземным сегментами контура управления.

К числу задач БНО спуска ПТК с посадкой ВА и затопления НЭК ДО в заданных районах относятся:

– расчет параметров импульса схода с ОИСЗ и параметров настройки системы управления спуском для посадки ВА в заданном районе (может выполняться как на Земле, так и на борту ПТК);

– расчет параметров импульса доразгона ДО. Приведенные в настоящей статье результаты показывают, что значения этих параметров могут быть приняты фиксированными и в уточнении для конкретной полетной ситуации не нуждаются;

– расчет параметров тормозного импульса для затопления НЭК в заданном районе по реализовавшимся параметрам переходной орбиты ДО. В связи с жесткими временными ограничениями на решение этой задачи в наземном сегменте целесообразно выполнять его на борту ДО.

Таким образом, в состав комплекса бортовых алгоритмов БНО ДО должны быть включены:

– алгоритм решения навигационной задачи (определения текущих векторов положения и скорости центра масс), построенный, например, на использовании спутниковых навигационных измерений;

– алгоритм решения краевой задачи прицеливания для определения параметров тормозного импульса.

Необходимо также наличие в качестве вспомогательного алгоритма оценивания текущих значений массы ДО и расходуемых запасов топлива.

Выводы

1. Проведен комплексный баллистический анализ проблемы безопасной утилизации несгоревших элементов конструкции двигательного отсека перспективного пилотируемого космического корабля при его

спуске с орбиты искусственного спутника Земли.

2. Рассмотрена схема и определены параметры гарантированного затопления несгоревших элементов конструкции двигательного отсека в пустынном районе Тихого океана.

3. Предложен состав бортовых алгоритмов баллистико-навигационного обеспечения затопления двигательного отсека.

Библиографический список

1. Иванов, Н.М. Баллистика и навигация ЛА / Н.М. Иванов, А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко. – М.: Машиностроение, 1986.
2. Охоцимский, Д.Е. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу / Д.Е. Охоцимский, Ю.Ф. Голубев, Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, 1975.
3. Космические аппараты; под ред. К.П. Феоктистова. – М.: Воениздат, 1983.
4. Беренов, Н.К. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА» / Н.К. Беренов, В.Н. Бранец, С.Н. Евдокимов, С.И. Климанов, Л.И. Комарова, Е.А. Микрин, В.С. Рыжков, Р.М. Самитов // Гироскопия и навигация, 2004. – № 3.
5. Коросташевский, Г.Н. Об алгоритмах радионавигации в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов / Г.Н. Коросташевский, Н.М. Иванов, О.А. Ногов // Космические исследования, 1973. – Т. XI. – Вып.1.
6. Иванов, Н.М. Информативный алгоритм терминального управления спуском в атмосфере Земли летательных аппаратов с малым аэродинамическим качеством / Н.М. Иванов, С.И. Кудрявцев // Космические исследования, 1988. – Т. XXVI. – Вып.4.
7. Дудар, Э.Н. Управление боковым траекторным движением космического аппарата в атмосфере / Э.Н. Дудар, В.А. Ярошевский // Космические исследования, 1983. – Т. IX. – Вып. 1.
8. Кудрявцев, С.И. Особенности точного наведения пилотируемых космических аппаратов на конечном участке их спуска. ЦНИИмаш / С.И. Кудрявцев // Ракетная и космическая техника, 1990. – Сер. IX. – Вып. 1.
9. Афанасьев, И. Перспективный транспортный корабль нового поколения / И.Афанасьев // Новости космонавтики, 2014. – № 9.
10. Бородин, И.М., Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Operational ballistic-flight navigation software orbital complex «Mir» on the last turn of its existence / И.М. Бородин, С.И. Кудрявцев, А.А. Савченко // TsNIIMash, Sb. «Space and Rocket Science», 2001. – Вып.25.
11. Кудрявцев, С.И., Савченко А.А. Automated set of programs for calculating slopes «Soyuz TM» and «Progress M» / С.И. Кудрявцев, А.А. Савченко // TsNIIMash, Sb. «The rocket and space technology», 1991. – Сер. IX. – Вып. 2.

BALLISTIC DESIGN OF ENGINE BAY SPLASH-DOWN OF A PROSPECTIVE MANNED SPACECRAFT DURING THE DEORBITING OF AN ARTIFICIAL EARTH SATELLITE

Esakov V.A., Prof. MSFU, Acad. TRAC, Ph.D Sci. (Tech.); **Kudryavtsev S.I.**, TsNIIMash, Ph.D (Tech.); **Seregin D.N.**, pg. MSFU

dimitr.seregin@gmail.com

Russian Academy of Cosmonautics K.E. Tsiolkovsky. Butyrsky Val Str. 18, p. 2, Moscow, Russia, 125047
Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMash), Mission Control Center, 4, st. Pioneerskaya, Korolev, Moscow region, 141070, Russia
Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytisch, Moscow reg., Russia

The article regards the problem of safety increasing of manned orbital spaceflights. The problem is connected with the organization of utilization of spacecraft engine bay's (EB) unburned elements (UE) at a desert area in the Pacific ocean. Engine bay having no thermoprotection system is destroyed during the reentry phase due to action of thermo and aerodynamical loads. Unburned construction elements reach the surface of the Earth and are of a real danger. At such a situation it is necessary to have a control system in engine bay which allows to make an organized utilization of unburned elements in a safe region. The ballistic scheme of operations in this case includes: spacecraft deboost for the landing of a return module at given site in Russia, engine bay separation, its reboost in order to provide necessary lifetime at the orbit and, finally, a following deboost for deorbiting. The paper includes a brief description of a possible geographical allocation of return module landing sites and the description of engine bay splash-down area during the return from International space station orbit. The issues of selection of reboost and deboost impulse parameters of engine bay are considered. Methodical and software research provision are described. The results of numerical simulation for the scheme parameters selection and fuel rate estimation are presented. The results have been obtained for the all possible diapasons of geographical allocations of the sites of return module landing. The selected parameters of reboost impulse can be used as constants in all the cases of spacecraft's reentry in nominal and off-nominal situations. A possible set of onboard ballistic support algorithms for engine bay utilization is proposed.

Keywords: prospective manned spacecraft, reentry, engine bay, safe utilization.

References

1. Ivanov N.M., Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya LA* [Ballistics and navigation of aircraft]. M.: Engineering, 1986.
2. Okhotsimskiy D.E., Golubev Yu.F., Sikharulidze Yu.G. *Algoritmy upravleniya kosmicheskimi apparatami pri vkhode v atmosferu* [Control algorithms spacecraft during re-entry]. M.: Science, 1975.
3. *Kosmicheskie apparaty* [Spacecraft]. M.: Military Publishing, 1983.
4. Berenov N.K., Branets V.N., Evdokimov S.N., Klimanov S.I., Komarova L.I., Mikrin E.A., Ryzhkov V.S., Samitov R.M. *Sistema upravleniya spuskom kosmicheskogo apparata «Soyuz TMA»* [Descent control system of the spacecraft «Soyuz TMA»]. «Gyroskopy and Navigation» № 3, 2004.
5. Korostashevskiy G.N., Ivanov N.M., Nogov O.A. *Ob algoritмах radionavedeniya v primeneni k upravleniyu spuskom v atmosfere Zemli kosmicheskikh apparatov* [About algorithms for radio guidance in applying to the management of the descent into the Earth's atmosphere spacecraft]. «Space Exploration», t.XI, Issue 1, 1973.
6. Ivanov N.M., Kudryavtsev S.I. *Informativnyy algoritm terminal'nogo upravleniya spuskom v atmosfere Zemli letatel'nykh apparatov s malym aerodinamicheskim kachestvom* [Informative terminal descent control algorithm in the atmosphere of aircraft with small aerodynamic efficiency]. «Space Exploration», t.XXVI, Issue 4, 1988.
7. Dudar E.N., Yaroshevskiy V.A. *Upravlenie bokovym traektornym dvizheniem kosmicheskogo apparata v atmosfere*. «Kosmicheskie issledovaniya», t.IKh, vyp.1, 1983. [Management side trajectory of the spacecraft in the atmosphere] «Space Exploration», t.IX, Issue 1, 1983.
8. Kudryavtsev S.I. *Osobennosti tochnogo navedeniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov na konechnom uchastke ikh spuska* [Features precision-guided manned spacecraft in the final phase of their descent]. TsNIIMash, Sb. «The rocket and space technology», ser.IX, Issue 1, 1990.
9. Afanas'ev I. *Perspektivnyy transportnyy korabl' novogo pokoleniya* [Promising transport ship the new generation]. «Space News», № 9, 2014.
10. Borodin I.M., Kudryavtsev S.I., Savchenko A.A. *Operational ballistic-flight navigation software orbital complex «Mir» on the last turn of its existence* [Operational ballistic-flight navigation software orbital complex «Mir» on the last turn of its existence]. TsNIIMash, Sb. «Space and Rocket Science», Issue 25, 2001.
11. Kudryavtsev S.I., Savchenko A.A. *Automated set of programs for calculating slopes «Soyuz TM» and «Progress M»* [Automated set of programs for calculating slopes «Soyuz TM» and «Progress M»]. TsNIIMash, Sb. «The rocket and space technology», ser. IX, Issue 2, 1991.