

В. И. ТРУШЛЯКОВ, д-р техн. наук, профессор кафедры авиа- и ракетостроения, Омский государственный технический университет (Россия, 644050, г. Омск, просп. Мира, 11; e-mail: vatrushluakov@yandex.ru)

К. И. ЖАРИКОВ, аспирант, ассистент кафедры авиа- и ракетостроения, Омский государственный технический университет (Россия, 644050, г. Омск, просп. Мира, 11; e-mail: kozharikov@yandex.ru)

УДК 629.78:536.24

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМОПРОЧНОСТИ ТОПЛИВНОГО БАКА ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ С МАРШЕВЫМ ЖИДКОСТНЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Рассматривается проблема взрывоопасности топливного бака отработавшей орбитальной ступени (ОС) ракеты-носителя с невыработанными остатками жидкого компонента топлива в баке после выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя на круговой орбите в диапазоне высот 200–1000 км. Представлена инженерная методика по оценке взрывоопасности топливного бака ОС ракеты-носителя в зависимости от количества остатков жидкого компонента топлива (до 3 % от начальной заправки топливного бака) на момент выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя, от повышения давления, обусловленного испарением жидкого компонента топлива при нахождении ОС на орбите и воздействием внешних тепловых потоков. Показаны максимальная (при нахождении ОС на полностью освещенной орбите) и минимальная (при нахождении ОС на максимально затененном участке орбиты с последующим выходом на освещенную часть) границы теплового нагружения ОС внешними тепловыми потоками, а также повышенным давлением в баке на примере типового топливного отсека, представляющего собой цилиндрическую обечайку со сферическими днищами. Сформированы предложения по допустимому количеству остатков жидкого компонента топлива в баке после выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя и величине теплового нагружения ОС при нахождении на орбите.

Ключевые слова: взрывоопасность; ракета-носитель; отработавшая ступень; невыработанные остатки топлива; круговая орбита; тепловое нагружение.

DOI: 10.18322/PVB.2016.25.07.34-47

Введение

Безопасность хранения горючих материалов и, соответственно, правила их хранения в наземных условиях основываются на анализе таких потенциальных сценариев, как пожар, взрыв и их последствия. Механизм кипения жидкостей в замкнутой емкости при воздействии высоких температур в течение достаточно длительного срока, а также последствие кипения — взрыв подробно описаны в работах [1, 2].

Приведенные в [1, 2] количественные оценки пожаро- и взрывобезопасности технологических и промышленных процессов основаны на расчете коэффициентов опасности и статистико-вероятностном подходе при расчете степени риска [3], что не позволяет оценить взрывоопасность топливного бака орбитальной отработавшей ступени (ОС)* ракеты-

носителя с остатками жидкого компонента топлива. Это обусловлено тем, что существующий методический материал не предусматривает хранение горючих материалов в условиях воздействия факторов космического пространства. В рассматриваемом случае под факторами космического пространства понимаются тепловые воздействия на отработавшую ступень при ее орбитальном движении, такие как прямое солнечное излучение, отраженное от Земли солнечное излучение, собственное излучение Земли и аэродинамический тепловой поток.

По данным, имеющимся в открытой печати [4], в околоземном космическом пространстве зарегистрировано свыше 200 взрывов ОС ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями как с самовоспламеняющимися компонентами топлива, так и с несамовоспламеняющимися. Для анализа причин взрыва ОС предлагается рассматривать два типа взрыва — химический (при взаимодействии самовоспламеняющихся компонентов топлива) и физический (основанный на проявлении энер-

* Под ОС подразумевается ступень после выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с отделившейся полезной нагрузкой, находящимися на борту источниками питания, вращающимися маховиками, заряженными батареями, невыработанными остатками жидких компонентов топлива.

гии сжатого газа). Наиболее вероятной причиной химического взрыва ОС с самовоспламеняющимися компонентами топлива является деформация конструкций в топливных отсеках (промежуточные днища, трубопроводы) и их повреждение, приводящие к взаимодействию компонентов топлива.

Деформация топливных отсеков ОС, в свою очередь, может быть вызвана тепловым нагружением конструкции ОС излучением от Солнца, Земли при орбитальном движении ОС, повышением внутреннего давления в баках и магистралях вследствие испарения компонентов топлива, а также снижением прочности материала конструкции бака ОС под воздействием факторов космического пространства.

Для ОС с невоспламеняющимися компонентами топлива (в частности, с криогенными) предполагается, что имеет место физический взрыв топливных баков, который происходит в результате повышения давления паров компонентов топлива в баках до величин, превышающих прочность их конструкции. Прочность материала конструкции баков зависит от воздействия факторов космического пространства. На рассматриваемом этапе эта зависимость выражается в снижении величины модуля прочности материала конструкции при повышении температуры [5].

Для предотвращения взрыва топливных баков второй ступени японской ракеты-носителя “НП-В” с остатками криогенных компонентов топлива (кислород, водород) от перегрева на орбите на поверхность топливных баков было нанесено дополнительное теплозащитное покрытие. Данная доработка обусловлена проведением летного эксперимента по активному управляемому спуску ОС с круговой орбиты высотой порядка 260 км, что привело к увеличению времени ее нахождения на орбите по сравнению первоначальным на 2–3 витка [6].

Для предотвращения взрыва отработавшей первой ступени ракеты-носителя “Ариан-5” с криогенными компонентами топлива (кислород, водород) при ее спуске с траектории выведения было осуществлено ее вращение вокруг продольной оси за счет сброса газифицированного водорода [7].

Требование по сбросу неизрасходованных компонентов топлива и газов было введено НАСА в 1982 г., в частности для предотвращения взрывов верхних ступеней ракеты-носителя “Дельта”. После того как была введена эта процедура, не отмечено ни одного взрыва запущенных США верхних ступеней ракеты-носителя “Дельта”, работающих на самовоспламеняющихся компонентах [8].

Примером реализации процедуры сброса остатков компонентов топлива является выведение на орбиту второй ступени ракеты-носителя “Зенит” [9], в баках которой могло остаться до 4 т жидкого кис-

лорода и его паров и до 2 т керосина. К 1996 г. из 21 успешного запуска было отмечено всего два случая разрушения отработавшей второй ступени на орбите.

Послеполетный анализ этих двух случаев показал, что вторые ступени ракеты-носителя находились в условиях солнечного освещения практически в течение всего времени с момента выведения на орбиту до разрушения (17–18 витков вокруг Земли). Это, по всей вероятности, обусловило более интенсивное испарение кислорода, в результате чего произошло повышение давления внутри бака окислителя до критического, что привело к его разрушению с выбросом значительного числа фрагментов на орбиту. Существующая система дренажа, предположительно, оказалась неработоспособной из-за воздействия на нее остывающего газа — гелия и паров кислорода, истекающих из бака, либо ее производительность была недостаточной.

В связи с этим была разработана модифицированная система дренажа бака кислорода второй ступени ракеты-носителя “Зенит”, в которой предусматривается установка в верхней части бака дополнительного пироклапана, приводимого в действие после вывода ОС на орбиту специальной командой, поступающей с бортовой системы управления. Отличительная особенность конструкции системы состоит в том, что дренажные форсунки устанавливаются под различными углами, с тем чтобы обеспечить надлежащее вращение ОС. Кроме того, предусматривается сокращение количества кислорода, остающегося в баке на момент выключения маршевого ЖРД, за счет индивидуальных заправок. В целях сокращения теплового нагружения ОС при нахождении на орбите время запуска ракеты-носителя должно выбираться таким образом, чтобы избежать длительных периодов солнечного освещения. После введения этих усовершенствований было осуществлено шесть запусков ракеты-носителя “Зенит”, при этом случаев разрушения отработавшей второй ступени зафиксировано не было [9].

Учитывая ряд факторов (время нахождения отработавшей ступени на освещенной части орбиты, параметры орбиты, количество остатков компонента топлива в баке ОС, тип компонента топлива, начальное давление наддува, ориентация ОС, наличие дренажных устройств и т. д.), определенное сочетание которых повышает вероятность взрыва топливного бака ОС на орбите, пришли к выводу о необходимости разработки инженерной методики, позволяющей оценить тепловое нагружение ОС воздействием приведенных факторов и, в конечном счете, ее взрывоопасность.

Из анализа литературы, посвященной тепловому нагружению космических объектов, видно, что зна-

чительное внимание в ней уделяется разработке методов и моделей их разрушения. Так, в работе [10] описывается методика расчета характеристик аэродинамического нагрева разгонного блока “Фрегат” при сходе с орбиты. В [11] представлены результаты исследования входа в атмосферу Земли второй ступени топливного отсека ракеты-носителя “Дельта-II”. В публикациях [12, 13] рассмотрены методы моделирования термомеханического разрушения космических объектов при входе в атмосферу Земли.

Анализ открытых источников показал, что существуют программные продукты, такие как ORSAT (Object Re-entry Survival Analysis Tool), SCARAB (Spacecraft Atmospheric Re-entry and Aero-thermal Breakup), SESAM (Spacecraft Entry Survival Analysis Module), SERAM (Spacecraft Entry Risk Analysis Module), и исследования [14–18], которые позволяют проводить численные расчеты теплового нагружения для конкретных конструкций космических объектов. Эти разработки включают в себя аэротермодинамические и тепловые модели, однако их использование для решения инженерных задач, в том числе с применением статистического эксперимента, затруднено по следующим причинам:

- требуется применение мощных, высокоразрядных вычислительных систем для повышения точности расчетов при выполнении их за приемлемое время;
- на рассматриваемом этапе проектирования отсутствуют необходимые исходные данные;
- стоимость подобных программных продуктов достаточно высока.

1. Постановка задачи

В соответствии с вышеприведенным кратким анализом можно сформулировать постановку задач по оценке взрывоопасности топливного бака ОС:

а) определение максимальной (при нахождении ОС полностью на освещенной орбите) и минимальной (при наличии максимального затененного участка орбиты) границ теплового нагружения топливного бака ОС и, соответственно, давления паров испарившегося жидкого компонента топлива в баке ОС как функции параметров:

- массы остатков топлива в баке ОС и граничных условий размещения остатков жидкого компонента топлива (на цилиндрической стенке или в сферическом днище);
- параметров орбиты ОС, в том числе ее освещенности;

б) оценка прочности конструкции бака ОС при увеличении его температуры и повышении внутреннего давления, вызванном испарением остатков жидкого компонента топлива.

Допущения и ограничения

1. Рассматриваются приполярные круговые орбиты ОС в диапазоне высот 200–1000 км.

2. Величины степени черноты и коэффициента поглощения солнечного излучения поверхности ОС принимаются постоянными.

3. На начало проведения оценки теплового нагружения предполагается термодинамическое равновесие, т. е. все участники теплообмена (газ наддува и жидкий компонент топлива) внутри бака ОС и стенки бака ОС имеют одинаковую температуру.

4. Поверхность Земли и Солнца принята изотермической.

5. Тепловой поток отраженного от Земли солнечного излучения и собственное излучение Земли принимаются постоянными как на теневой, так и на освещенной частях орбиты.

6. Влиянием факторов окружающего космического пространства, обуславливающих наличие дополнительного теплового воздействия (корпускулярные потоки, ультрафиолетовая радиация и т. п.), пренебрегается.

7. Граничные условия размещения остатков жидкого компонента топлива — в сферическом днище бака либо на внутренней поверхности цилиндрической обечайки бака.

8. Теплообмен между газом, жидким компонентом топлива и стенками топливного бака осуществляется по механизму теплопроводности.

9. Ориентация ОС принимается случайной, так как при отделении полезной нагрузки на ОС действовал ряд случайных факторов (разброс параметров системы отделения, разброс импульса последействия ракетного двигателя при его выключении, возмущения остатков жидких компонентов топлива и т. д.).

10. Оценка напряженно-деформированного состояния топливного бака ОС осуществляется на основе расчета напряжений тонкостенной цилиндрической оболочки без шпангоутов и химфрезерования, нагруженной внутренним давлением, равномерно распределенным по поверхности вращения.

11. Принимается равенство температур стенки топливного бака и остатков жидкого компонента топлива для той части бака, с которым они контактируют.

2. Оценка взрывоопасности топливного бака орбитальной ОС

Предлагаемый подход к оценке взрывоопасности основывается на проведении анализа критерия K , который представлен в виде соотношения кольцевых напряжений σ_φ конструкции топливного бака, изготовленного из соответствующего материала (например, АМг-6, используемого в конструкции ракеты-носителя “Зенит”), и предела прочности материала конструкции $\sigma(T_w)$ при соответствующих

значениях нижней и верхней границ теплового нагружения:

$$K = \sigma_{\phi} / \sigma(T_w), \quad (1)$$

где $\sigma(T_w)$ — предел прочности материала конструкции при температуре стенки T_w [19].

Таким образом, если $K \geq 1$, то топливный бак отработавшей орбитальной ступени ракеты-носителя является взрывоопасным, в противном случае, т. е. при $K < 1$, — невзрывоопасным.

Напряжения, действующие в топливном баке, определяются из условия напряженно-деформированного состояния неподкрепленной тонкостенной цилиндрической оболочки, нагруженной внутренним давлением, равномерно распределенным по поверхности вращения [20].

Действующие на тонкостенную неподкрепленную цилиндрическую оболочку напряжения σ_{ϕ} будут иметь максимальные значения в кольцевом сечении [20]:

$$\sigma_{\phi} = pD / (2\delta), \quad (2)$$

где p — избыточное давление;

D — наружный диаметр оболочки;

δ — толщина оболочки.

Разрушение топливного бака из-за повышения давления в результате интенсивного испарения остатков жидкого компонента топлива целесообразно оценивать через мощность взрыва E_{exp} , выраженную в тротиловом эквиваленте [21, 22]. За удельную энергию взрыва принимается энергия взрывного разложения взрывчатого вещества — тринитротолуола [22]:

$$E_{\text{exp}} = Q_{TNT} m_{TNT}, \quad (3)$$

где Q_{TNT} — удельная энергия взрывного разложения тринитротолуола; в среднем $Q_{TNT} = 4,52$ МДж/кг [22];

m_{TNT} — масса взрывчатого вещества (тринитротолуола).

Энергию физического взрыва можно оценить уравнением [23]:

$$E_{\text{exp}} = \frac{(p - p_a) V_g}{\gamma - 1}, \quad (4)$$

где p, p_a — давление соответственно газа в топливном баке и атмосферы на заданной высоте орбиты;

V_g — объем газа в топливном баке;

γ — показатель адиабаты газа в топливном баке.

Таким образом, после приравнивания уравнений (3) и (4) получим конечное уравнение для оценки физического взрыва в тротиловом эквиваленте:

$$m_{TNT} = \frac{(p - p_a) V_g}{(\gamma - 1) Q_{TNT}}. \quad (5)$$

3. Математическое описание процесса изменения давления в топливном баке орбитальной ОС

На активном участке траектории выведения ракеты-носителя система подачи компонентов топлива в маршевый ЖРД включает в себя систему наддува топливных баков и турбонасосный агрегат. На момент выключения маршевого ЖРД давление в топливных баках достигает нескольких атмосфер.

Для описания процесса изменения давления в топливном баке ОС после выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя в соответствии с законом Дальтона полагается, что полное давление p в топливном баке складывается из двух составляющих — давления газа наддува p_g и паров жидкого компонента топлива p_v [24]

$$p = p_g + p_v. \quad (6)$$

Связь между массой жидкого компонента топлива и массой его паров на начало процесса оценки в соответствии с [24]

$$mk = m_p + m_v = \rho_p (V - V_g) + \rho_v V_g, \quad (7)$$

где m — масса топлива при полной заправке бака;

k — процент невыработанных остатков жидкого компонента топлива в баке;

m_p, m_v — масса соответственно жидкого компонента топлива и его паров;

ρ_p, ρ_v — плотность соответственно жидкого компонента топлива и его газовой фазы;

V — полный объем топливного бака.

В соответствии с принятым допущением о термодинамическом равновесии (газ наддува и жидкий компонент топлива внутри бака имеют одинаковую температуру) при начальной температуре $T = T_0$ и давлении $p = p_0$ парциальное давление паров топлива p_{v0} определяется из уравнения Антуана (8) [25], а давление газа наддува p_{g0} — из уравнения (9):

$$p_{v0} = 10^5 \cdot 10^{A - \frac{B}{C + T_0}}; \quad (8)$$

$$p_{g0} = p_0 - p_{v0}, \quad (9)$$

где A, B, C — константы уравнения Антуана [25].

Выражения для плотности газовой фазы компонента топлива и давления наддува в соответствии с уравнением состояния имеют вид [24]:

$$\rho_{v0} = \frac{p_{v0} M_v}{RT_0}; \quad \rho_{g0} = \frac{p_{g0} M_g}{RT_0}, \quad (10)$$

где M_v, M_g — молярная масса соответственно жидкого компонента топлива и газа наддува;

R — универсальная газовая постоянная, равная 8,314 Дж/(кг·моль).

Первоначальный объем газовой фазы испарившегося компонента топлива V_{g0} в топливном баке определяется из уравнения [24]:

$$V_{g0} = \frac{\rho_p V - km}{\rho_p - \rho_{v0}}. \quad (11)$$

При тепловом нагружении орбитальной ОС повышается температура стенок топливного бака и, соответственно, происходит нагрев и испарение остатков жидкого компонента топлива. Величина повышения давления в топливном баке за счет испарения остатков жидкого компонента топлива определяется из уравнений (6)–(11), исходя из условия, что масса испарившихся остатков компонента топлива будет равна массе его паров [24]:

$$mk = \rho_v V_g = m_v. \quad (12)$$

4. Математическое описание теплового баланса внутри топливного бака орбитальной ОС

Тепловой баланс между участниками теплообмена — стенкой конструкции топливного бака, остатками жидкого компонента топлива, газом наддува и парами компонента топлива — может быть представлен уравнениями теплообмена в общем виде [26]:

$$\begin{aligned} c_w m_w (dT_w/dt) &= Q_\Sigma - Q_{w-p} - Q_{w-g}; \\ c_p m_p (dT_p/dt) &= Q_{w-p} - Q_{p-g} - \dot{m}_p L_p; \end{aligned} \quad (13)$$

$$(c_g m_g + c_v m_v) (dT_g/dt) = Q_{w-g} + Q_{p-g} + \dot{m}_p L_p,$$

где $c_w, c_p, c_v, c_g, m_w, m_p, m_v, m_g$ — удельная теплоемкость и масса соответственно конструкции топливного бака, остатков жидкого компонента топлива, паров топлива и газа наддува;

Q_Σ — величина теплового потока от окружающей среды к стенке конструкции топливного бака;

$Q_{w-p}, Q_{w-g}, Q_{p-g}$ — величина тепловых потоков соответственно от стенки к остаткам жидкого компонента топлива, от стенки к газу наддува и парам топлива, от остатков жидкого компонента топлива к газу наддува и парам топлива [26];

$$Q_{w-p} = \frac{\lambda_w}{\delta} S_p (dT_w - dT_p) + \sigma \varepsilon_w S_p (dT_w^4 - dT_p^4);$$

$$Q_{w-g} = \frac{\lambda_w}{\delta} S (dT_w - dT_g) + \sigma \varepsilon_w S (dT_w^4 - dT_g^4); \quad (14)$$

$$Q_{p-g} = \frac{\lambda_p}{\delta_p} S_p (dT_p - dT_g) + \sigma \varepsilon_p S_p (dT_p^4 - dT_g^4);$$

λ_w — коэффициент теплопроводности стенки конструкции топливного бака;

$\lambda_p, \delta_p, \varepsilon_p$ — коэффициент теплопроводности, толщина и степень черноты для остатков жидкого компонента топлива;

S, S_p — площадь соответственно внутренней поверхности топливного бака и зеркала остатков жидкого компонента топлива;

T_w, T_p, T_g — средняя температура соответственно поверхности топливного бака, остатков жидкого компонента топлива, газа наддува и паров топлива;

\dot{m}_p — скорость массового испарения остатков жидкого компонента топлива в топливном баке [27];

$$\dot{m}_p = \frac{1}{L_p} \frac{dQ_{w-p} - dQ_{p-g}}{dt}; \quad (15)$$

L_p — коэффициент парообразования остатков жидкого компонента топлива [25].

5. Математическое описание теплового нагружения конструкции топливного бака орбитальной ОС

Поскольку отработавшая ступень на орбите движется вокруг Земли, ее тепловое взаимодействие с окружающей средой осуществляется через:

- прямое солнечное излучение Q_s ;
- отраженное от Земли солнечное излучение Q_r ;
- собственное излучение Земли Q_e ;
- аэродинамический тепловой поток Q_a .

Для определения температуры поверхности топливного бака ОС рассматривается уравнение теплового баланса в виде [26]:

$$Q_\Sigma = Q_{in} - Q_{out}, \quad (16)$$

где Q_{in} — приходящий тепловой поток, равный сумме внешних теплопритоков; $Q_{in} = Q_s + Q_e + Q_a + Q_r$; Q_{out} — уходящий тепловой поток, равный собственному излучению Q_o в окружающее космическое пространство; $Q_{out} = Q_o$.

Поток прямого солнечного излучения, действующего на поверхность топливного бака, описывается выражением [27]:

$$Q_s = q_s A_s S_c, \quad (17)$$

где q_s — плотность солнечного излучения; в среднем $q_s = 1396 \text{ Вт/м}^2$;

A_s — коэффициент поглощения прямого и переотраженного от Земли солнечного излучения; для материала АМг-6 принято в среднем $A_s = 0,3$;

S_c — площадь проекции поверхности топливного бака отработавшей ступени, обращенной к солнечному излучению, которая равна площади боковой цилиндрической поверхности топливного бака.

Величина теплового потока солнечного излучения, отраженного от Земной поверхности, определяется как [27]:

$$Q_r = q_s A_s S_c \alpha_r, \quad (18)$$

где α_r — альбедо Земли [28]; в среднем $\alpha_r = 0,37$.

Тепловой поток собственного излучения Земли [27]:

$$Q_e = q_e \varepsilon S_c, \quad (19)$$

где q_e — плотность собственного излучения Земли; в среднем $q_e = 240 \text{ Вт/м}^2$;

ε — степень черноты материала конструкции топливного бака; для материала АМг-6 $\varepsilon = 0,5$.

Аэродинамический тепловой поток возникает при движении отработавшей ступени в атмосферной оболочке Земли. Данный тепловой поток является частным случаем аэродинамического нагрева, характеризующимся свободномолекулярным режимом обтекания, который обусловлен движением ОС со скоростями порядка первой космической и длиной свободного пробега молекул газа, соизмеримой с размерами ОС ($Kn \leq 1$, где Kn — число Кнудсена).

Аэродинамический тепловой поток, действующий на поверхность топливного бака ОС, формируется в результате выделения тепла при соударении молекул газа и рекомбинации диссоциированных молекул [29]:

$$Q_a = S_s V (0,5a\rho_a V^2 + N\sigma_a E_a), \quad (20)$$

где S_s — усредненная площадь проекции поверхности топливного бака, на которую воздействует набегающий аэродинамический поток;

V — линейная скорость центра масс отработавшей ступени на орбите [29]; $V = \sqrt{\mu/(R_e + h)}$;

μ — гравитационный параметр Земли;

$\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$;

R_e — радиус Земли; $R_e = 6371 \text{ км}$;

h — высота круговой орбиты;

a — коэффициент accommodation, зависящий от параметров набегающего потока газа и материала конструкции топливного бака; в первом приближении принимаем $a = 0,9$ [29];

ρ_a — плотность атмосферы на заданной высоте орбиты;

N — число частиц в единице объема на заданной высоте орбиты [29];

σ_a — эффективность рекомбинации, т. е. отношение числа столкновений частиц, приведших к рекомбинации, к общему числу частиц в единице объема; принимается $\sigma_a = 0,9$;

E_a — энергия рекомбинации одного атома кислорода; $E_a = 2,54 \text{ эВ}$.

В рамках принятого допущения об ориентации отработавшей ступени рассматривается средняя площадь проекции поверхности топливного бака, освещенной излучением Солнца и Земли [30]:

$$S_s = 0,5 (2S_m + S_c), \quad (21)$$

где S_m — площадь миделя топливного бака отработавшей ступени.

Для высот, много меньших радиуса Земли, плотность можно найти из аппроксимирующей функции упрощенной модели (ABCD-59) плотности атмосферы [29]:

$$\ln \rho = b_0 - b_1 \sqrt{h - b_2},$$

где b_0, b_1, b_2 — постоянные коэффициенты для данной модели атмосферы; $b_0 = -16,720$; $b_1 = 104000$; $b_2 = 0,01594$.

Тепловой поток собственного теплового излучения поверхности топливного бака в окружающее космическое пространство [27]:

$$Q_o = -\sigma \varepsilon S_\Sigma T_w^4, \quad (22)$$

где S_Σ — площадь всей поверхности топливного бака;

σ — постоянная Стефана–Больцмана;

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$.

6. Обоснование типа ориентации ОС на орбите и выбора граничных условий расположения остатков жидкого компонента топлива

После выведения полезной нагрузки на заданную орбиту и ее отделения от ОС, например, с помощью пружинных толкателей возможны различные варианты обеспечения безударного отделения ОС и полезной нагрузки [31, 32]:

- сообщение дополнительного тормозного импульса, обеспечивающего вращение ОС вокруг поперечной оси с целью равномерного прогрева поверхности топливных баков ОС под воздействием солнечного излучения (рис. 1), с помощью тормозных пороховых ракетных двигателей,

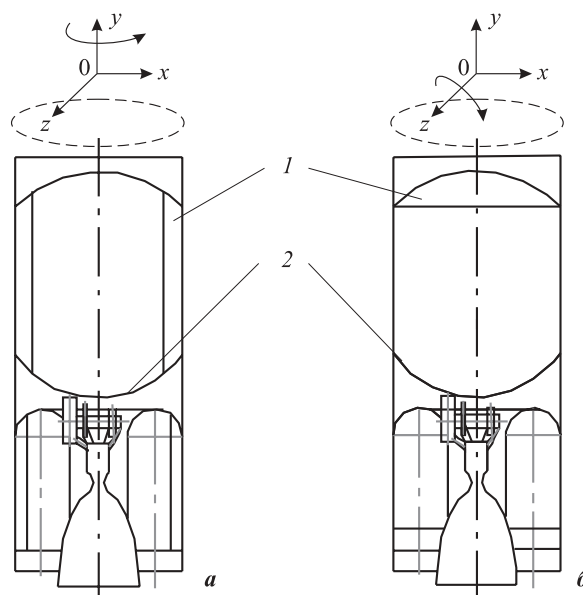


Рис. 1. Возможные граничные условия остатков жидкого компонента топлива в баках ОС при ее вращении вокруг продольной (а) и поперечной (б) осей: 1 — жидкие остатки компонента топлива; 2 — топливный бак

Таблица 1. Орбитальные параметры ОС и периодичность изменения блеска по данным [34]

Элемент ракеты-носителя	Периодичность изменения блеска, с	Параметр орбиты			
		Период обращения на орбите, мин	Угол наклона, град	Высота, км	
				Апогей	Перигей
Разгонный блок Centaur ракеты-носителя “Atlas-5”	7,53	505,34	18,15	29051	225
2-я ступень ракеты-носителя “Delta-4”	–	1308,24	24,63	65868	623
3-я ступень ракеты-носителя CZ-3В	460	559,76	26,92	32133	108
3-я ступень ракеты-носителя CZ-3В	219,98	593,91	22,91	33897	157

сброса давления газа наддува из баков через специальные дренажные сопла;

- маневрирование спуска ОС с орбиты выведения на орбиту утилизации [6, 33].

Согласно фотометрическим данным [34] ОС вращаются с различной периодичностью, о чем свидетельствует измеренная периодичность изменения блеска поверхности конструкции ОС. В табл. 1 приведены орбитальные параметры некоторых ОС и периодичность изменения блеска. Предполагается, что вращение вокруг поперечных осей ОС происходит с таким же периодом. Для ОС с невыявленным изменением блеска принимается, что они вращаются вокруг продольной оси.

В соответствии с результатами, приведенными в табл. 1, принимается следующее допущение по граничным условиям размещения невыработанных остатков жидкого компонента топлива в баках ОС:

- при вращении вокруг продольной оси ОС они равномерно распределены по внутренней цилиндрической поверхности топливного бака (см. рис. 1, а);
- при вращении вокруг поперечной оси они находятся в сферических днищах топливного бака (см. рис. 1, б).

7. Результаты расчетов

Тепловой энергетический баланс (16) применяется для определения температур поверхности топливного бака ОС по формулам (17)–(22) при максимальном и минимальном тепловом нагружении. При максимальном тепловом нагружении полагается, что поверхность топливного бака ОС подвергается суммарному воздействию прямого солнечного излучения, переотраженного солнечного излучения, собственного излучения Земли и аэродинамического теплового потока на всей орбите (рис. 2, а). Следовательно, верхняя граница оценки теплового нагружения поверхности топливного бака будет соответствовать решению системы уравнений (13) с учетом условия, что ОС находится на полностью освещенной орбите.

При минимальном тепловом нагружении полагается, что поверхность топливного бака ОС находится на части своей орбиты в тени Земли (рис. 2, б).

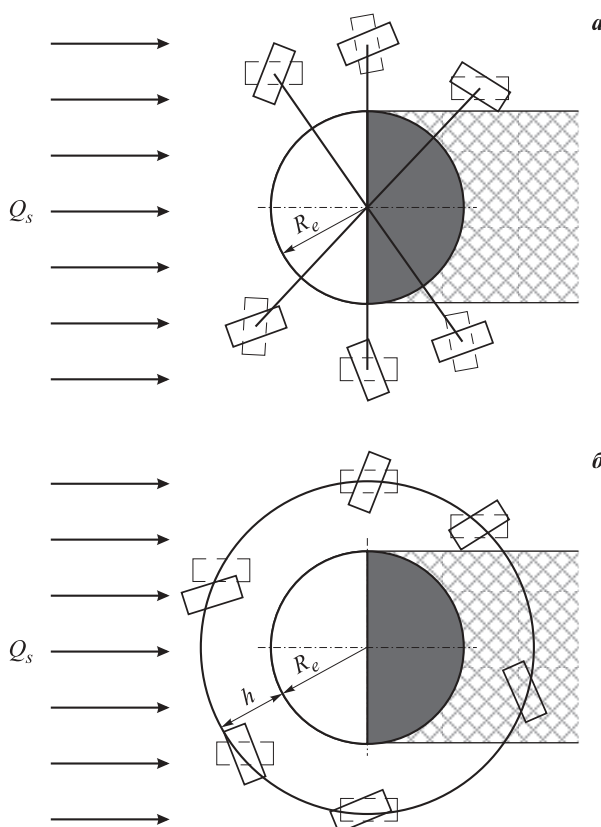


Рис. 2. Схема максимальной (а) и минимальной (б) освещенности ОС на орбите

Для проведения расчета взяты параметры топливного бака окислителя (жидкий кислород) второй ступени ракеты-носителя “Зенит”. Бака был выбран исключительно из-за наибольшего взаимодействия поверхности с тепловым потоком и на основании информации из открытых источников о взрыве его на орбите [9, 35]. Параметры круговой орбиты отработавшей ступени для ракеты-носителя “Зенит” приняты для высоты $h = 874$ км [35].

Для давления наддува топливного бака использовался гелий с параметрами: удельная теплоемкость $c_g = 922$ Дж/(кг·К); плотность $\rho_g = 2640$ кг/м³; молярная масса $M_g = 0,004$ кг/моль. В табл. 2 представлены параметры топливного бака и физические константы, необходимые для проведения численных оценок взрывоопасности.

Таблица 2. Основные параметры компонентов в топливном баке второй ступени ракеты-носителя “Зенит” на момент выключения маршевого ЖРД

Параметр	Значение
Компонент топлива	Жидкий кислород
Плотность ρ_p , кг/м ³	1141
Удельная теплоемкость c_p , Дж/(кг·К)	1699
Молярная масса M_p , кг/моль	0,032
Коэффициенты Антуана:	
<i>A</i>	3,81634
<i>B</i>	319,01
<i>C</i>	266,697
Температура в топливном баке T_0 , К	90
Давление в топливном баке p_0 , Па	200000
Показатель адиабаты газа γ	1,4
Масса топлива при полной заправке <i>m</i> , кг	59400
Масса топливного бака m_w , кг	633,9
Материал конструкции топливного бака	АМг-6
Удельная теплоемкость материала c_w , Дж/(кг·К)	922
Теплопроводность материала λ_w , Вт/(м·К)	122
Предел прочности материала конструкции топливного бака $\sigma(T_w)$, МПа	750

Результаты расчетов величин тепловых потоков, поглощаемых поверхностью топливного бака, представлены на рис. 3. Безразмерное время $\bar{t} = 0, t$ принято в рамках одного витка отработавшей второй ступени ракеты-носителя “Зенит”. Начало отсчета времени движения ОС по орбите принято с момента входа ее в тень Земли на участке орбиты. Из рис. 3

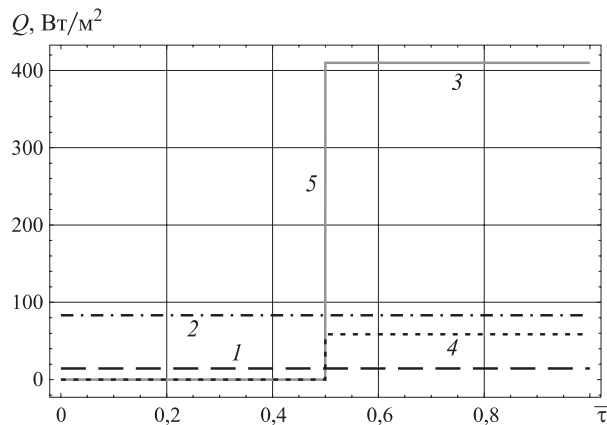


Рис. 3. Изменение тепловых потоков, поглощаемых поверхностью топливного бака ОС: 1 — аэродинамический тепловой поток; 2 — поток собственного теплового излучения Земли; 3 — поток прямого солнечного излучения; 4 — поток отраженного Землей солнечного излучения; 5 — граница выхода отработавшей ступени из тени Земли на освещенную Солнцем сторону Земли

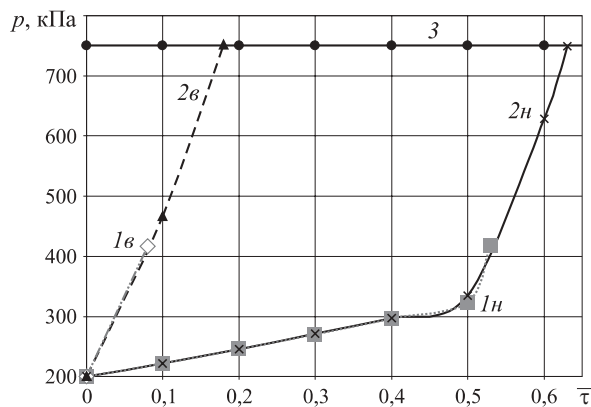


Рис. 4. Изменение давления в баке кислорода второй ОС ракеты-носителя “Зенит” при граничном положении остатков топлива на цилиндрической стенке как функции безразмерного времени, нижней и верхней границ теплового нагружения (*n, v*): 1 — 1 % от начальной заливки; 2 — 3 % от начальной заливки; 3 — критическое давление разрушения топливного бака, определяемое по формуле (2)

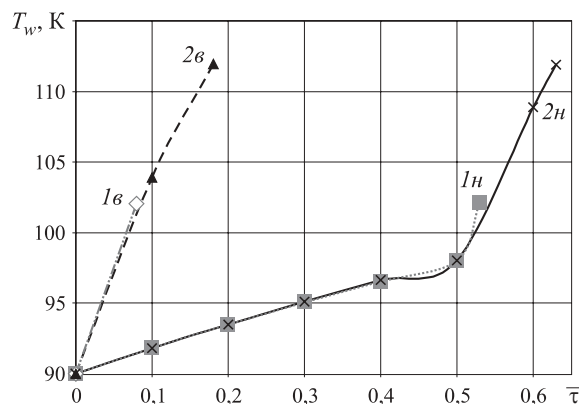


Рис. 5. Изменение температуры стенки топливного бака кислорода второй ОС ракеты-носителя “Зенит” при граничном положении остатков топлива на цилиндрической стенке как функции безразмерного времени, нижней и верхней границ теплового нагружения (*n, v*): 1 — 1 % от начальной заливки; 2 — 3 % от начальной заливки

видно, что на поверхность бака воздействовали удельные тепловые потоки, имеющие следующие максимальные значения: аэродинамический тепловой поток — 14,45 Вт/м²; поток собственного теплового излучения Земли — 83,18 Вт/м²; поток прямого солнечного излучения — 409,8 Вт/м²; поток отраженного Землей солнечного излучения — 58,62 Вт/м².

На рис. 4 представлены результаты оценки изменения давления в топливном баке кислорода ОС при граничном положении остатков топлива на цилиндрической стенке. В дальнейших исследованиях необходимо учесть наличие внутреннего силового набора (шпангоуты, стрингеры), что обусловит, соответственно, увеличение прочности конструкции топливного бака.

Как следует из верхней (кривая 1в) и нижней (кривая 1н) оценок давления (см. рис. 4), при коли-

Таблица 3. Термодинамические параметры до момента разрушения топливного бака кислорода второй ОС ракеты-носителя “Зенит” при граничном положении остатков компонента топлива на цилиндрической стенке и в сферическом днище

Параметр	Верхняя оценка		Нижняя оценка	
	$k = 1 \%$	$k = 3 \%$	$k = 1 \%$	$k = 3 \%$
p , кПа	$\frac{416,297}{424,086}$	$\frac{750}{750}$	$\frac{417,326}{427,752}$	$\frac{750}{750}$
m_p^* , кг	$\frac{0}{0}$	$\frac{673,34}{675,86}$	$\frac{0}{0}$	$\frac{675,75}{676,35}$
T_w , К	$\frac{102,0}{103,7}$	$\frac{111,8}{112,0}$	$\frac{102,1}{104,6}$	$\frac{111,9}{112,0}$
m_{TNT} , кг	$\frac{0}{0}$	$\frac{21,35}{21,34}$	$\frac{0}{0}$	$\frac{21,34}{21,33}$
K	$\frac{0,3606}{0,3688}$	$\frac{1}{1}$	$\frac{0,3693}{0,3705}$	$\frac{1}{1}$
t^* , с	$\frac{518}{604}$	$\frac{1150}{1152}$	$\frac{3272}{3405}$	$\frac{3900}{3905}$

Примечания:

1. Над чертой приведены значения параметров при граничном положении остатков топлива на цилиндрической стенке, под чертой — в сферическом днище.
2. Жирным шрифтом выделены значения массы остатков жидкого кислорода на момент разрушения топливного бака.
3. В таблице приняты следующие обозначения: t^* — время, за которое происходит повышение давления до критического значения, при котором разрушается бак, при условии полного испарения остатков жидкого компонента топлива; p — давление газа в топливном баке на момент времени t^* ; m_p^* — масса остатков жидкого компонента топлива в баке на момент времени t^* .

честве остатков жидкого кислорода 1 % от начальной заправки топливного бака (т. е. они полностью испаряются) критическое давление разрушения топливного бака не достигается. Взрыв топливного бака происходит только при величине остатков жидкого кислорода 3 % от начальной заправки топливного бака (см. рис. 4, кривые 2н, 2в).

На рис. 5 представлены результаты оценки изменения температуры стенки топливного бака ОС при граничном положении остатков жидкого компонента топлива на цилиндрической стенке.

Как следует из рис. 5, при нижней оценке (кривые 1н, 2н) температура поверхности топливного бака растет плавно, так как ОС находится в тени Земли. При выходе из нее заметен рост температуры, начиная с $\bar{\tau} = 0,5$.

При верхней оценке (см. рис. 5, кривые 1в, 2в) температура поверхности топливного бака растет мгновенно. Из рис. 5 также видно, что достижение одинаковой температуры поверхности топливного бака при количестве остатков жидкого компонента топлива $k = 1 \%$ при верхней и нижней оценках (кри-

вые 1в, 1н) зависит от времени пребывания ОС на освещенных и неосвещенных участках траектории.

В табл. 3 приведены термодинамические параметры до момента разрушения топливного бака кислорода второй ОС ракеты-носителя “Зенит” при различных граничных положениях остатков компонента топлива в баке (на цилиндрической стенке и в сферическом днище), а также значения критерия K по формуле (1).

Как следует из табл. 3, влияние граничных условий заканчивается при довольно “весомых” значениях остатков жидкого кислорода; разница во времени испарения может достигать 15 % (при величине остатков жидкого компонента топлива $k = 1 \%$). Согласно данным табл. 3 величина тротилового эквивалента m_{TNT} напрямую зависит от объема остатков жидкого компонента топлива в топливном баке: чем их объем меньше, тем больше величина тротилового эквивалента взрыва топливного бака.

8. Обсуждение полученных результатов

Принятые допущения и ограничения позволили получить приближенные оценки верхнего и нижнего теплового нагружения конструкции отработавшей ступени ракеты-носителя и, соответственно, возможности разрушения ее топливного бака.

Из полученных результатов можно сделать следующие основные выводы:

- 1) верхняя и нижняя оценки теплового нагружения различаются в четыре раза;
- 2) градиент нарастания давления и температуры стенки топливного бака жидкого кислорода на примере второй ОС ракеты-носителя “Зенит” имеет примерно одинаковый вид вне зависимости от граничного расположения остатков жидкого компонента топлива;
- 3) при наличии невыработанных остатков жидкого кислорода в топливном баке ступени ракеты-носителя “Зенит” в количестве менее 3 % от его начальной заправки взрыва бака не происходит;
- 4) граничное положение остатков жидкого кислорода на цилиндрической стенке топливного бака из-за существенно большей поверхности теплообмена способствует наибольшему прогреву остатка жидкого кислорода и, как следствие, интенсивному тепло- и массообмену между стенкой, газом и жидким кислородом.

Выводы

1. Разработана инженерная методика для оценки возможности взрыва топливного бака орбитальной ОС ракеты-носителя, находящейся на круговой орбите в диапазоне высот 200–1000 км, вследствие повышения давления газа внутри топливного бака,

обусловленного испарением жидкого компонента топлива, под воздействием теплового нагружения поверхности конструкции ОС от излучений Солнца, Земли и аэродинамического нагрева.

В качестве топливного бака принята традиционная компоновка, состоящая из тонкостенной цилиндрической обечайки со сферическим днищем. При оценке возможности взрыва топливного бака рассматривались величины остатков жидкого кислорода в баке в количестве до 3 % от начальной заправки топливного бака.

2. В качестве критерия оценки взрыва топливного бака принимается величина K , представляющая собой соотношение кольцевых напряжений σ_ϕ и предела прочности $\sigma(T_w)$ материала тонкостенной цилиндрической обечайки топливного бака ($K = \sigma_\phi / \sigma(T_w)$).

3. Определены верхняя и нижняя границы теплового нагружения орбитальной ОС ракеты-носителя

под воздействием исследуемых факторов, при этом верхняя граница соответствует полностью освещенной орбите, а нижняя — частично освещенной.

4. На примере орбитальной второй ОС ракеты-носителя “Зенит” проведена оценка остатков жидкого кислорода (до 3 % от начальной заправки топливного бака) при верхней и нижней границах теплового нагружения.

5. Дальнейшие возможные пути уточнения предложенной методики касаются модели оценки прочности бака (учет силового набора, факторов воздействия космического пространства) и процессов теплоотдачи (учет внутренних тепловых потоков за счет конвективной составляющей теплообмена).

Работа выполнена при поддержке гранта Минобрнауки РФ по соглашению № 14.577.21.0157 от 28.11.2014 г.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Mannan S. Lees' Loss Prevention in the Process Industries. Hazard Identification, Assessment and Control. — 3rd ed. — Oxford : Butterworth-Heinemann, 2004. — Vol. 1. — 3680 p. DOI: 10.1016/B978-0-7506-7555-0.50272-3.
2. Si-Ning Chen, Jin-Hua Sun, Guan-Quan Chu. Small scale experiments on boiling liquid expanding vapor explosions: Vessel over-pressure // Journal of Loss Prevention in the Process Industries. — 2007. — Vol. 20, Issue 1. — P. 45–51. DOI: 10.1016/j.jlp.2006.09.002.
3. Козлитин А. М. Развитие теории и методов количественной оценки риска аварий сложных технических систем // Вестник Саратовского государственного технического университета. — 2011. — Т. 4, № 3(61). — С. 115–124.
4. Update of the IADC space debris mitigation guidelines. IADC-11-02. — Beijing, May 2014.
5. Weiguo Li, Xianhe Zhang, Haibo Kou, Ruzhuan Wang, Daining Fang. Theoretical prediction of temperature dependent yield strength for metallic materials // International Journal of Mechanical Sciences. — 2016. — Vol. 105. — P. 273–278. DOI: 10.1016/j.ijmecsci.2015.11.017.
6. Takase K. et al. Demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-II/B launch vehicle // Mitsubishi Heavy Industries Technical Review. — 2014. — Vol. 48, No. 4. — P. 11–16.
7. Ariane-5, Data Relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri. Kourou, 2012. URL: http://www.space-airbusds.com/media/document/flight-va205_atv3.pdf (дата обращения: 11.12.2015).
8. Меры, принимаемые космическими агентствами для снижения темпов образования космического мусора или его потенциальной опасности : доклад секретариата / Комитет по использованию космического пространства в мирных целях, 21.11.1995. URL: http://www.unoosa.org/pdf/reports/ac105/AC105_620R.pdf (дата обращения: 15.01.2016).
9. Меры, принимаемые космическими агентствами для снижения темпов образования космического мусора или его потенциальной опасности : доклад секретариата / Комитет по использованию космического пространства в мирных целях, 13.12.1996. URL: http://www.unoosa.org/pdf/reports/ac105/AC105_663R.pdf (дата обращения: 22.01.2016).
10. Glazunov A. A., Goldin V. D., Zverev V. G., Ustinov S. N., Finchenko V. S. Aerothermodynamics calculation of thermal destruction of “Fregat” upper stage at descent in the Earth’s atmosphere // Thermophysics and Aeromechanics. — 2013. — Vol. 20, Issue 2. — P. 195–209. DOI: 10.1134/s0869864313020066.
11. Sim H., Kim K. Reentry survival analysis of tumbling metallic hollow cylinder // Advances in Space Research. — 2011. — Vol. 48, No. 5. — P. 914–922. DOI: 10.1016/j.asr.2011.04.036.
12. Tewari A. Entry trajectory model with thermomechanical breakup // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2009. — Vol. 46, No. 2. — P. 299–306. DOI: 10.2514/1.39651.
13. Ailor W. H., Patera R. P. Spacecraft re-entry strategies: meeting debris mitigation and ground safety requirements // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers / Journal of Aerospace Engineering. — 2007. — Part G. — Vol. 221, No. 6. — P. 947–953. DOI: 10.1243/09544100JAERO199.

14. Rykhlova L. V., Bagrov A. V., Barabanov S. I., Kasimenko T. V., Mikisha A. M., Smirnov M. A. Search and observations of space debris and near earth objects at Inasan // *Advances in Space Research*. — 2001. — Vol. 28, No. 9. — P. 1301–1307. DOI: 10.1016/S0273-1177(01)00401-X.
15. Fritsche B., Klinkrad H., Kashkovsky A., Grinberg E. Spacecraft disintegration during uncontrolled atmospheric re-entry // *Acta Astronautica*. — 2000. — Vol. 47, Issues 2–9. — P. 513–522. DOI: 10.1016/S0094-5765(00)00090-4.
16. Lips T., Fritsche B. A comparison of commonly used re-entry analysis tools // *Acta Astronautica*. — 2005. — Vol. 57, Issues 2–8. — P. 312–323. DOI: 10.1016/j.actaastro.2005.03.010.
17. Rykhlova L. V., Kasimenko T. V., Mikisha A. M., Smirnov M. A. Explosions in the geostationary orbit // *Advances in Space Research*. — 1997. — Vol. 19, No. 2. — P. 313–319. DOI: 10.1016/S0273-1177(97)00014-8.
18. Lips T., Fritsche B., Koppenwallner G., Klinkrad H. Spacecraft destruction during re-entry — latest results and development of the SCARAB software system // *Advances in Space Research*. — 2004. — Vol. 34, No. 5. — P. 1055–1060. DOI: 10.1016/j.asr.2003.01.012.
19. Машиностроение : Энциклопедия. Т. II-3. Цветные металлы и сплавы. Композиционные металлические материалы / Под общ. ред. И. Н. Фридляндера. — М. : Машиностроение, 2001. — 880 с.
20. Гольденвейзер А. Л. Теория упругих тонких оболочек. — М. : Наука, 1976. — 512 с.
21. Baker W. E., Cox P. A., Westine P. S., Kulesz J. J., Strehlow R. A. Explosion hazards and evaluation. Amsterdam – Oxford – New York : Elsevier Scientific Publishing Company, 1983. — 807 p. DOI: 10.1016/0010-2180(85)90099-9.
22. РБГ-05-039–96. Руководство по анализу опасности аварийных взрывов и определению параметров механического действия. — М. : НТЦ ЯРБ Госатомнадзор России, 2000. — 80 с.
23. Bubbico R., Mazzarotta B. Analysis and comparison of calculation methods for physical explosions of compressed gases // 11th International Conference on Chemical and Process Engineering. — 2013. — Vol. 32, No. 11. — P. 81–90. DOI: 10.3303/CET1332023.
24. Викторов М. М. Методы вычисления физико-химических величин и прикладные расчеты. — Л. : Химия, 1977. — 360 с.
25. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей : справочное пособие. — Л., 1982. — 592 с.
26. Теория тепломассообмена / Под ред. А. И. Леонтьева. — М. : Высшая школа, 1979. — 495 с.
27. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control. — Oxford – Cambridge – Philadelphia – New Delhi : Woodhead Publishing, 2012. — P. 381.
28. Скляров Ю. А., Фомина Н. В., Котума А. И., Семенова Н. В. Альbedo, поглощенная солнечная радиация и уходящая длинноволновая радиация по материалам атласов NASA США // *Известия Саратовского университета*. — 2009. — № 1. — С. 44–55.
29. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г. С. Нариманова. — М. : Машиностроение, 1972. — 608 с.
30. NASA-STD-8719.14A. Process for Limiting Orbital Debris. — Washington, D. C. : NASA, Office of Safety and Mission Assurance, 2012. — 74 p.
31. Lochan R., Adimurthy V., Kumar K. Separation dynamics of ullage rockets // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 1994. — Vol. 17, No. 3. — P. 426–434. DOI: 10.2514/3.21217.
32. Jeyakumar D., Biswas K. K., Nageswara-Rao B. Stage separation dynamic analysis of upper stage of a multistage launch vehicle using retro rockets // *Mathematical and Computer Modelling*. — 2005. — Vol. 41, Issue 8–9. — P. 849–866. DOI: 10.1016/J.MCM.2005.02.001.
33. Alessi E. M. The reentry to Earth as a valuable option at the end-of-life of Libration Point Orbit missions // *Advances in Space Research*. — 2015. — Vol. 55, No. 12. — P. 2914–2930. DOI: 10.1016/J.ASR.2015.03.012.
34. Многоканальный мониторинговый телескоп ММТ. Результаты анализа фотометрической информации по космическим объектам на околоземных орбитах. Январь 2016 года : информационно-аналитический отчет. URL: http://astroguard.ru/mmt_public.html (дата обращения: 03.02.2016).
35. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal // *Acta Astronautica*. — 2016. — Vol. 122, Issues 19–27. — P. 19–27. DOI: 10.1016/J.ACTAASTRO.2016.01.019.

Материал поступил в редакцию 5 апреля 2016 г.

Для цитирования: Трушляков В. И., Жариков К. И. Методика определения термочувствительности топливного бака орбитальной ступени с маршевым жидкостным ракетным двигателем // *Пожаровзрывобезопасность*. — 2016. — Т. 25, № 7. — С. 34–47. DOI: 10.18322/PVB.2016.25.07.34-47.

METHODS OF DETERMINING OF THE THERMAL STRENGTH PROPELLANT TANK OF ORBITAL STAGE ROCKET WITH LIQUID PROPULSION ENGINE

TRUSHLYAKOV V. I., Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft and Rocket Building Department, Omsk State Technical University (Mira Avenue, 11, Omsk, 644050, Russian Federation; e-mail address: vatrushluakov@yandex.ru)

ZHARIKOV K. I., Postgraduate Student of Aircraft and Rocket Building Department, Omsk State Technical University (Mira Avenue, 11, Omsk, 644050, Russian Federation; e-mail address: kozharikov@yandex.ru)

ABSTRACT

The present work is devoted to the development of engineering techniques for assessing the explosion of the space launch vehicle orbital stages, after turning off the main liquid propulsion engine, located in a circular orbit at altitudes of 200–1000 km. It is supposed that the unused residue of liquid propellant component in the propellant tank is vaporized by the impact on the structure of the propellant tank space factors, thus increasing the vapor pressure propellant to values exceeding the design strength of the propellant tank. Under the current outer space factors mean thermal effect on the orbital stage of the during its orbital motion (direct solar radiation, reflected from the Earth's solar radiation, the Earth's own radiation and aerodynamic heat flux).

During the practical calculation it is solved a number of problems: the definition of the maximum (finding the orbital stage entirely in the lighted orbit) and the minimum (presence of maximum shaded portion of the orbit) limit of the thermal loading of the propellant orbital stage; the determination of the pressure of the vaporized propellant component vapor in the tank orbital stage (depending on the mass and the boundary conditions of the liquid propellant component placement residue); evaluation of strength tank design orbital stage by increasing its temperature and increased internal pressure caused by the evaporation of the propellant component residue.

To assess the explosion of the propellant tank orbital stage of the space launch vehicle with the main liquid propellant engine it is analysed the criteria in the form of ratios of ring voltage of a propellant tank structure to the value of the tensile strength, while the corresponding values of the lower and upper boundaries of the thermal load.

The calculations showed average values of absorbed heat flux at maximum thermal loading (the propellant tank surface is exposed to the total direct solar radiation, reflected from the Earth's solar radiation, intrinsic radiation of the Earth and aerodynamic heat flux throughout the orbit) and minimum thermal loading (the propellant tank surface orbital stage is in Earth's shadow). The presence of residual unused liquid oxygen tank into the space launch vehicle "Zenit" in an amount up to 3 % of the initial filling of the tank does not contribute to exposure.

Keywords: explosion hazard; launch vehicle; spent stage; propellant residues; circular orbit; heat exposure.

REFERENCES

1. Mannan S. (ed.) *Lees' loss prevention in the process industries. Hazard identification, assessment and control*. Oxford, Butterworth-Heinemann, 2004, vol. 1. 3680 p. DOI: 10.1016/B978-0-7506-7555-0.50272-3.
2. Si-Ning Chen, Jin-Hua Sun, Guan-Quan Chu. Small scale experiments on boiling liquid expanding vapor explosions: Vessel over-pressure. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 2007, vol. 20, issue 1, pp. 45–51. DOI: 10.1016/j.jlp.2006.09.002.
3. Kozlitsin A. M. Development of the theory and methods of quantitative estimation of risk of accident of complex technical systems. *Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta (Vestnik Saratov State Technical University)*, 2011, vol. 4, no. 3, pp. 115–124 (in Russian).
4. *Update of the IADC space debris mitigation guidelines*. IADC-11–02. Beijing, May 2014.
5. Weiguo Li, Xianhe Zhang, Haibo Kou, Ruzhuan Wang, Daining Fang. Theoretical prediction of temperature dependent yield strength for metallic materials. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2016, vol. 105, pp. 273–278. DOI: 10.1016/j.ijmecsci.2015.11.017.

6. Takase K. et al. Demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-IIB launch vehicle. *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, 2014, vol. 48, no. 4, pp. 11–16.
7. Ariane-5, *Data Relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri*. Kourou, 2012. Available at: http://www.space-airbusds.com/media/document/flight-va205_atv3.pdf (Accessed 11 December 2015).
8. *Steps taken by space agencies for reducing the growth or damage potential of space debris. Report by the Secretariat*. Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, 21.11.1995 (in Russian). Available at: http://www.unoosa.org/pdf/reports/ac105/AC105_620R.pdf (Accessed 15 January 2016).
9. *Steps taken by space agencies for reducing the growth or damage potential of space debris. Report by the Secretariat*. Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, 13.12.1996 (in Russian). Available at: http://www.unoosa.org/pdf/reports/ac105/AC105_663R.pdf (Accessed 22 January 2016).
10. Glazunov A. A., Goldin V. D., Zverev V. G., Ustinov S. N., Finchenko V. S. Aerothermodynamics calculation of thermal destruction of “Fregat” upper stage at descent in the Earth’s atmosphere. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2013, vol. 20, issue 2, pp. 195–209. DOI: 10.1134/S0869864313020066.
11. Sim H., Kim K. Reentry survival analysis of tumbling metallic hollow cylinder. *Advances in Space Research*, 2011, vol. 48, no. 5, pp. 914–922. DOI: 10.1016/j.asr.2011.04.036.
12. Tewari A. Entry trajectory model with thermomechanical breakup. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 299–306. DOI: 10.2514/1.39651.
13. Ailor W. H., Patera R. P. Spacecraft re-entry strategies: meeting debris mitigation and ground safety requirements. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. *Journal of Aerospace Engineering*, 2007, vol. 221, no. 6, pp. 947–953. DOI: 10.1243/09544100JAERO199.
14. Rykhlova L. V., Bagrov A. V., Barabanov S. I., Kasimenko T. V., Mikisha A. M., Smirnov M. A. Search and observations of space debris and near earth objects at Inasan. *Advances in Space Research*, 2001, vol. 28, no. 9, pp. 1301–1307. DOI: 10.1016/S0273-1177(01)00401-X.
15. Fritsche B., Klinkrad H., Kashkovsky A., Grinberg E. Spacecraft disintegration during uncontrolled atmospheric re-entry. *Acta Astronautica*, 2000, vol. 47, issues 2–9, pp. 513–522. DOI: 10.1016/S0094-5765(00)00090-4.
16. Lips T., Fritsche B. A comparison of commonly used re-entry analysis tools. *Acta Astronautica*, 2005, vol. 57, issues 2–8, pp. 312–323. DOI: 10.1016/j.actaastro.2005.03.010.
17. Rykhlova L. V., Kasimenko T. V., Mikisha A. M., Smirnov M. A. Explosions in the geostationary orbit. *Advances in Space Research*, 1997, vol. 19, no. 2, pp. 313–319. DOI: 10.1016/S0273-1177(97)00014-8.
18. Lips T., Fritsche B., Koppenwallner G., Klinkrad H. Spacecraft destruction during re-entry — latest results and development of the SCARAB software system. *Advances in Space Research*, 2004, vol. 34, no. 5, pp. 1055–1060. DOI: 10.1016/j.asr.2003.01.012.
19. Fridlyander I. N. (ed.). *Mechanical engineering: Encyclopedia. Vol. II-3. Non Ferrous metals and alloys. Compositional metallic materials*. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2001. 880 p. (in Russian).
20. Goldenveyzer A. L. *Theory of thin elastic shells*. Moscow, Nauka Publ., 1976. 512 p. (in Russian).
21. Baker W. E., Cox P. A., Westine P. S., Kulesz J. J., Strehlow R. A. Explosion hazards and evaluation. Amsterdam – Oxford – New York, Elsevier Scientific Publishing Company, 1983. 807 p. DOI: 10.1016/0010-2180(85)90099-9.
22. *RBG-05-039–96. Guide to the analysis of danger of emergency explosions and determination of parameters of mechanical action*. Moscow, STC of YaRB Gosatomnadzor of Russia, 2000. 80 p. (in Russian).
23. Bubbico R., Mazzarotta B. Analysis and comparison of calculation methods for physical explosions of compressed gases. *11th International Conference on Chemical and Process Engineering*, 2013, vol. 32, pp. 81–90. DOI: 10.3303/CET1332023.
24. Viktorov M. M. *Methods of calculation of physical and chemical quantities measurement and calculations applied*. Leningrad, Khimiya Publ., 1977. 360 p. (in Russian).
25. Reid R., Prausnitz J., Sherwood T. *The properties of gases and liquids*. Leningrad, 1982. 592 p. (in Russian).
26. Leontyev A. I. (ed.) *Theory of heat and mass transfer*. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1979. 495 p. (in Russian).
27. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft Thermal Control*. Oxford – Cambridge – Philadelphia – New Delhi, Woodhead Publishing, 2012. 381 p.
28. Sklyarov Yu. A., Fomina N. V., Kotuma A. I., Semenova N. V. Albedo, absorbed solar radiation and outgoing longwave radiation derived from data of NASA atlases. *Izvestiya Saratovskogo universiteta (Izvestiya of Saratov University)*, 2009, no. 1, pp. 44–55 (in Russian).
29. Narimanov G. S. (ed.) *Fundamentals of space vehicles a flight theory*. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1972. 608 p. (in Russian).

30. NASA-STD-8719.14A. *Process for Limiting Orbital Debris*. Washington, D. C., NASA, Office of Safety and Mission Assurance, 2012. 74 p.
31. Lochan R., Adimurthy V., Kumar K. Separation dynamics of ullage rockets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, vol. 17, no. 3, pp. 426–434. DOI: 10.2514/3.21217.
32. Jeyakumar D., Biswas K. K., Nageswara-Rao B. Stage separation dynamic analysis of upper stage of a multistage launch vehicle using retro rockets. *Mathematical and Computer Modelling*, 2005, vol. 41, issue 8–9, pp. 849–866. DOI: 10.1016/J.MCM.2005.02.001.
33. Alessi E. M. The reentry to Earth as a valuable option at the end-of-life of Libration Point Orbit missions. *Advances in Space Research*, 2015, vol. 55, no. 12, pp. 2914–2930. DOI: 10.1016/J.ASR.2015.03.012.
34. *The multichannel a monitoring telescope MMT. The results of the analysis of telemetry data on space objects in near-Earth orbits*. January 2016. Informational and analytical report (in Russian). Available at: http://astroguard.ru/mmt_public.html (Accessed 3 February 2016).
35. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 122, pp. 19–27. DOI: 10.1016/J.ACTAASTRO.2016.01.019.

For citation: Trushlyakov V. I., Zharikov K. I. Methods of determining of the thermal strength propellant tank of orbital stage rocket with liquid propulsion engine. *Pozharovzryvobezopasnost — Fire and Explosion Safety*, 2016, vol. 25, no. 7, pp. 34–47. DOI: 10.18322/PVB.2016.25.07.34-47.



МОСКОВСКИЕ ПОЖАРНЫЕ ПОЛУЧИЛИ СОВРЕМЕННЫЕ ТЕПЛОВИЗОРЫ ДЛЯ ПОИСКА ПОСТРАДАВШИХ В ПОЖАРЕ

Пожарно-спасательные подразделения Москвы опробуют современные переносные тепловизоры — камеры ночного видения. В местах сильного задымления они помогут быстро найти и спасти человека, предельно точно определить очаги возгорания, а встроенная современная видеокамера позволит получить четкую качественную картинку с места пожара или ЧС.

Кроме того, новые тепловизоры планируется применять не только при пожарах, но и в случаях утечки газа. «Тепловизоры нового поколения способны находить так называемые холодные точки. Это позволит в кратчайший срок обнаружить источник утечки газа и локализовать его», — отметили в Департаменте по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и пожарной безопасности города.

В пресс-службе добавили, что тепловизоры, которые использовались до сих пор, давали не очень четкое изображение, а также не могли точно измерить температуру.

Напомним, что в этом году в распоряжение столичных пожарных поступили также два беспилотника. Они способны за считанные минуты подняться в воздух, облететь горящее здание и с помощью оптического датчика передать видео на землю. Кроме того, пожарные-спасатели активно используют вертолеты. У ГКУ «Московский авиационный центр» есть 10 вертолетов: пять медицинских, четыре для тушения пожаров, а также один для мониторинга территории.

<http://spravka01.info>