

Оптимизация управления ракетой-носителем на участке полета второй ступени

© И.В. Шакмаев, О.Н. Долголевец, А.В. Лукин,
А.А. Полехин, А.А. Зубов

1-й Научно-испытательный центр (информационно-аналитического обеспечения)
в/ч 13991, Архангельская обл., г. Мирный-12, 164170, Российская Федерация

Рассмотрен нагрев полезной нагрузки при воздействии атмосферы на головной обтекатель на участке полета второй ступени ракеты-носителя. Проведено исследование максимального прогрева конической обечайки головного обтекателя «Союз-2.1» для случая выведения космического аппарата «Глонасс-К2». Расчетные данные сопоставлены с экспериментальными значениями, получены удовлетворительные результаты. Выявлена упреждающая динамика сброса головного обтекателя. Проведена оценка запасов энергии и экономической выгоды, получаемых за счет оптимизации времени сброса головного обтекателя с приведением результатов статической обработки ракет-носителей «Союз-2.1» всех типов и «Ангара-1.2» по 10 испытаниям.

Ключевые слова: ракеты-носители, головной обтекатель, атмосфера, тепловой поток, степень «черноты», компоненты ракетного топлива

Введение. Самым сложным этапом полета с точки зрения обеспечения устойчивости является атмосферный, соответствующий работе первой и второй ступеней ракет-носителей (РН). Пик механического нагружения отмечается на участке прохождения максимальных скоростных напоров на высотах до 20 км.

Набегающий поток нагревает поверхность РН, создавая значительное тепловое нагружение [1]. Перегрев конструкции приводит к снижению прочностных характеристик материалов. При этом в силу инертности температурных процессов максимум аэродинамического нагрева поверхностей происходит на участке полета второй ступени. Хотя плотность воздуха на нем мала, РН развивает там гиперзвуковую скорость, поэтому прогрев поверхности продолжает возрастать, и только за пределами менее плотной атмосферы начинается остывание конструкции. Для защиты РН и полезной нагрузки (ПН) от воздействия атмосферы используются головные обтекатели (ГО), наносится теплозащитное покрытие на наружные поверхности ступеней и применяется особое маневрирование (вводятся ограничения на параметры движения центра масс (ЦМ) и углового движения РН). Поскольку атмосфера весьма динамична, приходится закладывать значительные запасы прочности в конструкцию РН и ужесточать требования к управлению РН.

Апостериорная оценка текущего атмосферного теплового потока, действующего на РН, позволит более точно определять момент времени, начиная с которого можно сбрасывать ГО (так как после взятия этого рубежа ПН уже выдержит прямое воздействие на нее атмосферы при дальнейшем подъеме). В этом случае отделение обтекателя можно будет проводить раньше, чем по априорному расчету, потому что не требуется учитывать избыточные конструктивно-технологические запасы. За счет более раннего сброса ГО появляется дополнительный выигрыш в энергетике, так как масса обтекателя обычно составляет 1200...1500 кг, что сопоставимо с массой космического аппарата (КА). Часть этой энергии может потребоваться на наведение створок ГО в один из выделенных районов падения отделяемых частей ракет-носителей (ОЧ РН). Если смещение незначительно, т. е. оно по дальности не выходит за пределы расчетного эллипса рассеивания, то части ГО упадут внутри района ОЧ РН, и коррекции направления вектора скорости не потребуется. Полученный запас компонентов ракетного топлива (КРТ) можно использовать, например, для увеличения массы выводимой ПН (а также для выведения сопутствующей дополнительной нагрузки или для уменьшения доз заправки КРТ, необходимых для обычного выведения ПН).

Постановка задачи. Рассмотрим передачу теплоты от ГО к ПН и аэродинамический нагрев ПН после сброса ГО с оценкой температурного режима и допуска на упреждающий сброс ГО.

Основное ограничение по аэродинамическому нагреву ПН (КА) относится к этапу полета, следующему сразу после сброса головного обтекателя. В этом случае набегающий поток начинает нагревать непосредственно КА [2]. Однако, находясь под обтекателем, КА тоже подвергается нагреву лучистым переносом энергии инфракрасного (ИК) диапазона от внутренней поверхности ГО к наружной поверхности КА. Это инерционный процесс (который начинается после прогрева конструкции ГО до его внутренней поверхности) переноса потока теплоты к внутренней поверхности обтекателя. Расчетная зависимость максимального прогрева конической обечайки, эквивалентной по тепловому потоку ГО «Союз-2.1а, б», от времени полета, приведена на рис. 1. Она получена методом подобия на основе данных научно-технической документации (НТД) по РН «Союз-2.1в» (рис. 2).

Применение метода подобия допустимо по причине идентичности массовых, геометрических и конструктивных характеристик ГО ракет-носителей семейства «Союз-2.1а, б, в», которые отличаются только профилем перегрузки, а точки теплового нагружения у них совпадают. Результаты расчета максимального теплового потока на обтекатель для пуска РН «Союз-2.1б» представлен на рис. 3.

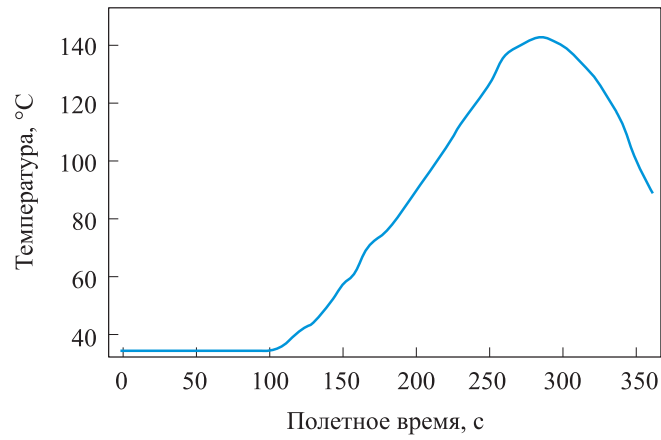


Рис. 1. Расчетная зависимость максимального прогрева конической обечайки, эквивалентной по тепловому потоку ГО РН «Союз-2.1а, б», от времени полета

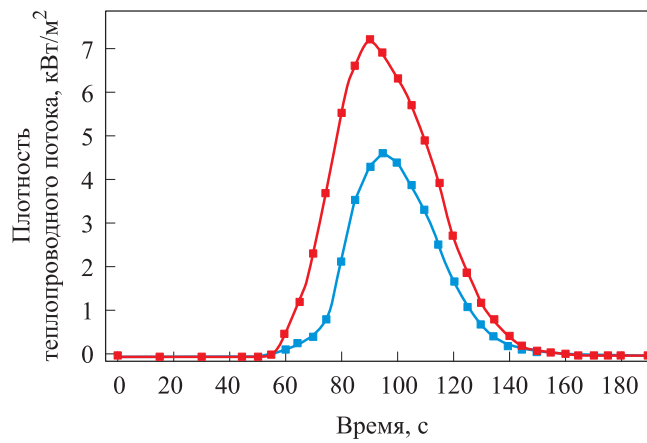


Рис. 2. Результаты теплового расчета для боковой конусной обечайки бака РН «Союз-2.1в»:

— нормальный день; — жаркий день

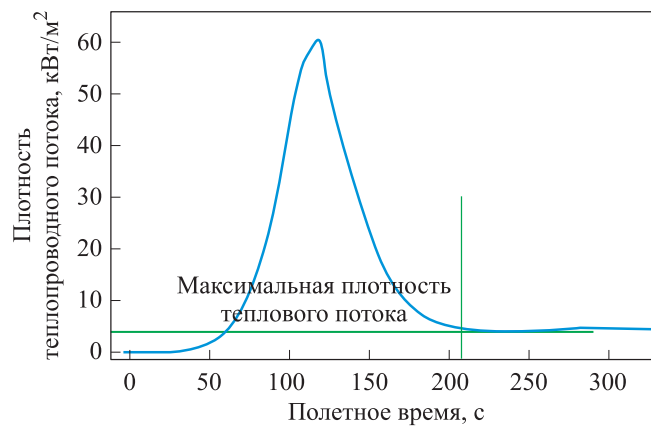


Рис. 3. Зависимость расчетного максимального теплового потока на обтекатель изделия РН «Союз-2.1 б» (пуск 07.08.2023 г.) от времени полета

Для того чтобы оценить длину волны ИК излучения от нагретой «серой» поверхности, используется закон смещения Вина [3]:

$$\lambda_e = \frac{B}{T}, \quad (1)$$

где B — постоянная Вина, $B = 2,9 \cdot 10^{-3}$ м · К; T — температура поверхности излучателя, К.

Для максимальной температуры $T = 142$ °С (см. рис. 2) по формуле (1) получим $\lambda_e = 7$ мкм (тепловой поток ИК-диапазона).

Зависимость плотности максимального теплового потока, воздействующего на ГО РН «Союз-2.1а, б», от времени приведена на рис. 3. Модель откалибрована методом подобия для случая выведения КА «Глонасс-К2» (для этого КА вследствие особенностей его конструктивного исполнения строго определена максимальная плотность теплового потока, которая на момент сброса ГО составляет 4500 Вт/м²).

Для КА «Глонасс-К2» расчетное время сброса ГО определяется не ранее 208,97 с полета (см. рис. 3). Сброс реализован на 208,62 с полета при запуске КА в августе 2023 г. (в допуске от –1,2 до 1,2 с от расчетного времени) уставка полетного задания (ПЗ) была на 209,71 с. Скорость оказалась меньше расчетной, а терминальный контур уже обеспечил попадание створок ГО в район падения, поэтому команда сформировалась раньше уставки (–1,09 с), в допуске –1,2...1,2 с.

Заметная асимметрия расчетной кривой на падающем участке (см. рис. 3) обусловлена тем, что на высотах более 90...100 км (полет второй ступени РН) появляются области течения среды (относительно обечайки ГО) со скольжением и области свободно-молекулярного течения [4]. Указанные турбулентности существенно повышают тепловой поток на сверхзвуковом участке полета носителя, поэтому увеличивается время сброса ГО.

После интенсивного прогрева наружной поверхности ГО с 90-й по 120-ю с полета (для РН «Союз-2.1б») тепловой поток передается к внутренней поверхности ГО, в результате чего повышается мощность ИК-излучения под обтекателем, тем самым нагревая КА. Следует учесть, что при сбросе обтекателя снимается и лучистый нагрев КА от внутренней поверхности ГО, благодаря чему появляется возможность более раннего сброса ГО.

Тепловой расчет для оценки допустимого нагрева КА предусматривает суммарное воздействие всех факторов, а эквивалентная поверхность КА сброса обтекателя с учетом различия степеней «черноты» поверхностей КА и ГО [5] соответствует расчетной схеме теплопередачи для предельных значений параметров атмосферы ($p = 0,995$). Для того чтобы рассчитать время «упреждения» сброса ГО по этому фактору, необходимо вычислить плотность лучистого теплового потока от ГО

на КА и учесть эту поправку для суммарного теплового потока при отделении. Из-за различия в уровнях начальных температур под ГО появляется дифференциальная составляющая.

Для упрощения расчетов примем, что КА существенно не прогревается лучистым тепловым потоком от ГО (масса КА очень велика и (или) наружная поверхность КА — хороший отражатель).

Из опыта испытаний также стоит учесть следующее:

– интенсивный нагрев ГО начинается после 90-й...100-й с полета — на гиперзвуковой скорости полета, нагрев происходит с большой инерцией за счет теплозащитного покрытия наружных обечаек ГО (запаздывание прогрева);

– предельно допустимые плотности тепловых потоков и температуры обечаек разработчик выбирает с учетом максимальных расчетных значений всех факторов (поскольку в состав бортовой аппаратуры не входят датчики плотности теплового потока);

– все поверхности внутри ГО и на КА считаются «серыми» с различной степенью «черноты», однако панели солнечных батарей на КА поглощают на порядок больший тепловой поток, чем отражают, а поверхность ГО — наоборот [6]. Хотя внутренняя поверхность ГО имеет теплоизоляцию, силовой шпангоут открыт — к нему прикреплены маты теплоизоляции. Именно силовой набор и излучает ИК-поток на КА.

Таким образом, всякое уточнение значений параметров расчета теплового потока приводит к снижению величины допуска. Например, в расчетах теплового воздействия на элементы РН в НТД указывается начальная температура элементов конструкции (кроме баков окислителя) 35 °С, однако при пуске в августе 2023 г. она составила перед стартом только 18 °С (а зимой, как правило, температура существенно ниже 0 °С). Учтем реальную температуру газовой среды под ГО, используя измерения по параметру T1и — датчика температуры газовой среды в переходном отсеке (ПХО) РН «Союз-2.1а, б», и тогда «исправленный» график будет иметь вид, в котором он представлен на рис. 4.

Поскольку РН длительное время термостатируется на стартовой позиции, температура среды под ГО равна аналогичной в ПХО. При полете в верхних слоях атмосферы воздух из негерметичного пространства под ГО выходит в атмосферу, но датчик будет подвержен и лучистому нагреву со стороны ГО и приборов бортовой аппаратуры системы управления (БАСУ), установленных в ПХО (измеряет лучистый нагрев).

Иными словами, реальный нагрев КА от ГО отличается от расчетного в меньшую сторону. Это, в свою очередь, означает, что допустимый тепловой поток на момент сброса ГО может быть увеличен

на дифференциальную составляющую, так как отделение ГО проводится всегда на падающей части зависимости (см. рис. 3). Это и позволяет сбрасывать ГО раньше, чем по предельным расчетным параметрам. Необходимо рассчитать величину этой дифференциальной составляющей плотности теплового потока от лучистого ИК-нагрева со стороны ГО на КА (т. е. разность между расчетным максимальным и опытным тепловыми потоками).

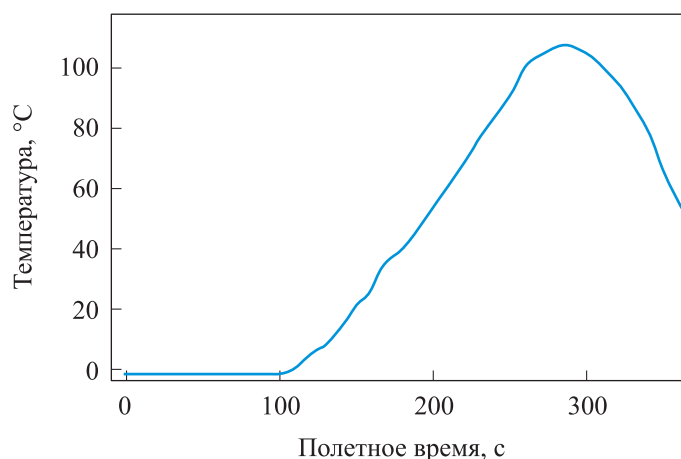


Рис. 4. Расчетный нагрев внутренней поверхности ГО ракеты-носителя «Союз-2.1а, б» с учетом начальной температуры среды под ГО от времени полета

Примем во внимание то, что на рис. 2 семейство зависимостей теплового потока имеет существенные разбросы от атмосферных условий, но для расчета допусков всегда выбирается зависимость с максимальными расчетными значениями. Реальные атмосферные условия (например медианные) заключены между этими кривыми. Аппроксимация по медианным значениям дает зависимость в виде средней кривой (рис. 5). Ограничительные уровни тепловых потоков Q_{20} — для разгонных блоков и усиленных КА и Q_5 — для незащищенных КА также приведены на рис. 5.

По данной кривой (см. рис. 5) для спокойной атмосферы ГО можно сбрасывать уже после 188,9 с, не дожидаясь расчетного времени сброса, равного 209,7 с (т. е. на 20,8 с раньше расчетного). Если брать медианную атмосферу, то для этого случая можно выдавать команду СГО на 202,6 с (т. е. на 7,1 с ранее расчетного времени). В среднем, можно формировать команду на сброс ГО на 13,95 с ранее расчетного времени. И это не считая дифференциальной поправки, учитывающей лучистый нагрев КА от ГО. Примем как ожидаемое значение упреждения на сброс ГО равным 10 с.

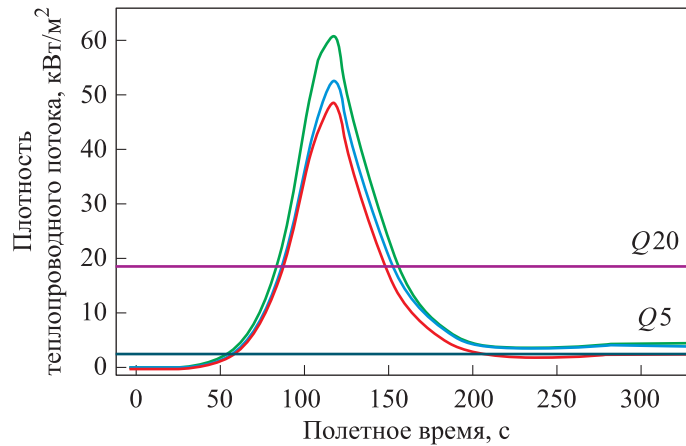


Рис. 5. Зависимость расчетного теплового потока на ГО «Союз-2.1, а б» для дневной — максимальный (турбулентный), ночной (спокойный) и медианной атмосфер от полетного времени

Оценим, насколько часто будет реализовываться каждое из семейств профилей в окрестностях основных зависимостей для расчетных тепловых потоков (см. рис. 2). Предположим, что распределение зависимости подчиняется нормальному закону. Тогда предельная зависимость соответствует точке $+3\delta$ кривой Гаусса с односторонней вероятностью $p = 0,997$ [7], а вероятность медианной зависимости ($+1,5\delta$) составит $p = 0,937$. Иными словами, если использовать медианную зависимость, то ее превышение будет случаться с вероятностью не более $p_0 = 1 - 0,937 = 0,063$, или в $N = 1/p_0 = 15,87$ случаев (превышение не чаще, чем в одном из 16 запусков). Следовательно, для практических целей вполне применима медианная зависимость, так как серии из 16 запусков таких КА вполне достаточно для восполнения (развертывания) спутниковой группировки. Реально вероятность выхода за пределы ограничений еще меньше, потому что расчетная зависимость не учитывает коррекцию по опытным данным (реализовать ввод в БАСУ информации с датчика температуры — параметр T_i не составляет проблемы — можно или на участке предстартовой подготовки, или в полете РН, или непрерывно с момента включения БАСУ).

Следует также отметить, что процесс сброса ГО имеет существенную продолжительность (реально створки ГО теряют механическую связь с носителем не ранее, чем через 1,2...1,4 с после выдачи команды на исполнительные органы). В течение этого интервала времени ГО частично воспринимает набегающий поток и защищает КА [8, 9], а его излучение на КА уже уменьшается.

Рассчитаем «дифференциальную» составляющую теплового потока нагрева КА от ГО. В соответствии с данными из работы [10],

тепловой поток между телами в замкнутом объеме рассчитывается по формуле

$$Q = \varepsilon_{\text{пр}} \sigma_0 S_{\text{КА}} (T_{\text{н}}^4 - T_{\text{п}}^4), \quad (2)$$

в которой σ_0 — постоянная Стефана — Больцмана, $\sigma_0 = 5,67032 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м² · К⁴); $S_{\text{КА}}$ — площадь КА, освещаемая потоком нагревателя, м²; $T_{\text{н}}$ — температура нагревателя (ГО), К; $T_{\text{п}}$ — температура поглощающей поверхности КА, К; $\varepsilon_{\text{пр}}$ — эквивалентная степень «черноты» системы теплопередачи, (б/р) рассчитанная по формуле

$$\varepsilon_{\text{пр}} = \frac{1}{\left[\frac{1}{\varepsilon_{\text{КА}}} + \frac{S_{\text{КА}}}{S_{\text{ГО}}} \cdot \left(\frac{1}{\varepsilon_{\text{ГО}}} - 1 \right) \right]}, \quad (3)$$

где $\varepsilon_{\text{КА}}$ — степень «черноты» освещаемой поверхности КА, б/р; $\varepsilon_{\text{ГО}}$ — степень «черноты» внутренней поверхности ГО, б/р; $S_{\text{КА}}$ — поверхность КА, нагреваемая ГО, м²; $S_{\text{ГО}}$ — внутренняя поверхность ГО, м².

После подстановки параметров по проведенному в 2023 г. запуску КА «Глонасс-К2» в формулы (2) и (3) получим следующие две эмпирических зависимости для максимальной и медианной атмосферы соответственно с учетом в последнем случае температуры под ГО:

$$Q_m(t) = 1,1908 \cdot 10^{-7} \cdot (T_{m\text{ГО}}^4(t) - 308,15^4); \quad (4)$$

$$Q_c(t) = 1,1908 \cdot 10^{-7} \cdot (T_{c\text{ГО}}^4(t) - 288,65^4). \quad (5)$$

Для дифференциала $dQ(t) = Q_m(t) - Q_c(t)$ получим зависимость

$$dQ(t) = 1,1908 \cdot 10^{-7} \cdot (T_{m\text{ГО}}^4(t) - T_{c\text{ГО}}^4(t) - 2,0747 \cdot 10^9). \quad (6)$$

Результаты расчета по эмпирической зависимости (6) для запуска КА «Глонасс-К2» в августе 2023 г. представлены на рис. 6.

С учетом дифференциальной поправки, равной 190 Вт/м², на расчетное время сброса ГО (209,4 с), взятое на графике (см. рис. 6), порог сброса ГО смещается от точки 4500 Вт/м² к точке 4690 Вт/м² графика (см. рис. 5), чему соответствует момент полета 207,5 с (т. е. на 1,9 с раньше расчетного времени).

С учетом поправки от перехода к медианной зависимости, которая составила 12,2 с, суммарное смещение на упреждающий сброс будет равно 14,1 с, т. е. можно выдать команду на сброс ГО на 195,3 с вместо расчетных 209,4 с. Ориентировочно, для упрощения дальнейших расчетов, примем поправку на упреждение равной 10...15 с.

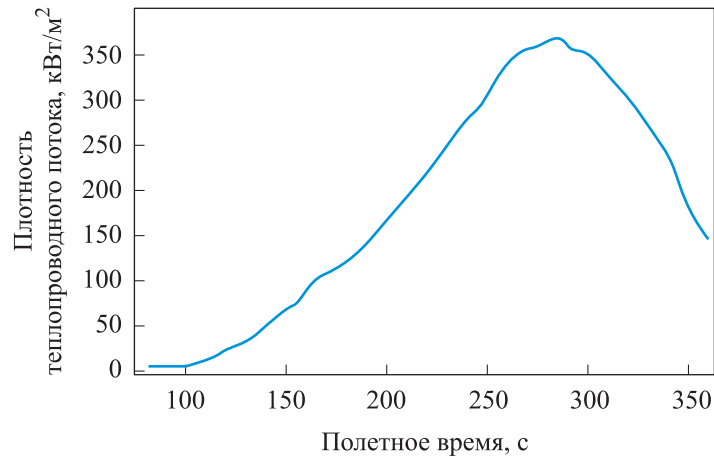


Рис. 6. Дифференциальная поправка к расчетному тепловому потоку для КА «Глонасс-К2» в зависимости от времени полета

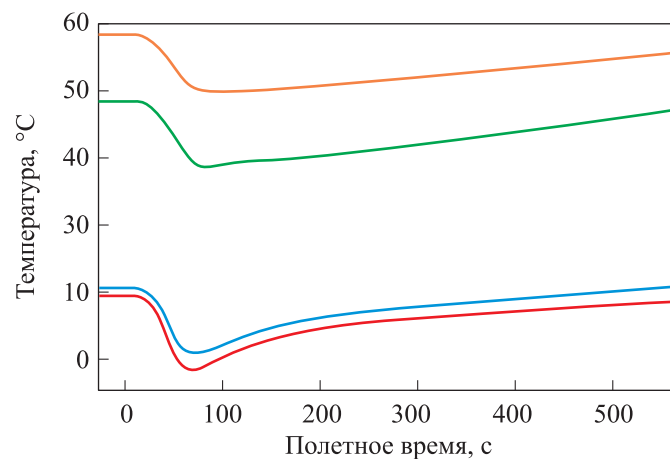


Рис. 7. Свод данных по температуре газовой среды под ГО в переходном отсеке для РН «Союз-2.1б» по сезонам

Рассмотрим для РН «Союз-2.1б», используя измерения по параметру T_{Γ} датчика температуры, сезонный разброс начальных температур газовой среды под ГО (рис. 7).

Сверху выделен пуск в августе 2023 г., который дает локальный максимум. Локальный минимум из выборки имеет начальную температуру $-5,4\text{ }^{\circ}\text{C}$ при пуске в феврале 2021 г. Тогда эмпирическая зависимость для дифференциальной поправки по КА «Глонасс-К2» примет вид

$$dQ(t) = 1,1908 \cdot 10^{-7} \cdot (T_{m\Gamma O}^4(t) - T_{c\Gamma O}^4(t) - 3,4622 \cdot 10^9), \quad (7)$$

согласно которой дифференциальная поправка еще более увеличится.

Согласно графику, приведенному на рис. 8, получаем $dQ = 366 \text{ Вт/м}^2$ для расчета дифференциальной поправки на время формирования команды на сброс ГО. Значит, сброс ГО можно проводить не при плотности теплового потока $Q = 4500 \text{ Вт/м}^2$, а при $Q = 4866 \text{ Вт/м}^2$. Тогда по максимальной кривой (см. рис. 3) время выдачи команды на сброс ГО составит 205,84 с, что на 3,87 с раньше расчетного времени.

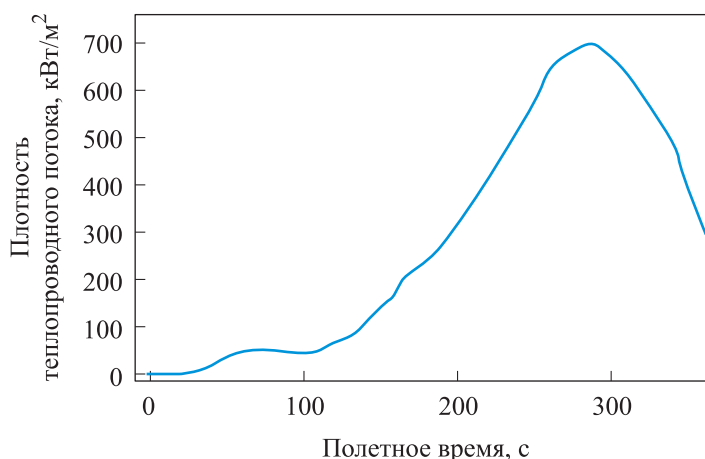


Рис. 8. Вид эмпирической зависимости для расчета дифференциальной поправки к команде на сброс ГО при запуске РН «Союз-2.1 б» с КА «Глонасс-К2» от времени полета

Для медианной кривой (см. рис. 5) дифференциальная поправка, полученная по описанной методике, оценивается в 4,12 с, что незначительно отличается от первой оценки — 3,87 с. Это подтверждает устойчивость алгоритма расчета дифференциальной поправки по отношению к выбору кривой плотности теплового потока на ГО.

Если вести расчет базовой команды на сброс ГО по медианной зависимости, то расчетное время $T_{с.ГО}$ сместится на точку после $T = 202,8 \text{ с}$ (на 6,91 с раньше ПЗ), а упреждение с учетом дифференциальной поправки 366 Вт/м^2 сместится в точку кривой $Q = 4866 \text{ Вт/м}^2$. Это даст по рис. 5 время сброса позже 198,6 с, т. е. на 11,11 с раньше расчетного времени сброса ГО (209,71 с в ПЗ). Таким образом, дифференциальная уставка составит $-4,2 \text{ с}$. Эта дифференциальная уставка также незначительно отличается от полученных ранее оценок. В результате имеем дифференциальную поправку в диапазоне от $-3,87$ до $-4,2 \text{ с}$.

В целом, для упрощения дальнейших расчетов можно выбирать суммарную поправку на упреждение выдачи команды на сброс ГО из диапазона 10...15 с. При этом правая точка из диапазона значений поправок достижима при условии введения в контур управления РН информации о текущей температуре под ГО.

Оценка запасов энергии, высвобождаемых за счет оптимизации времени сброса головного обтекателя. Реализация «упреждающего» сброса головного обтекателя позволит сэкономить определенное количество компонентов ракетного топлива. Экономия топлива возникает благодаря тому, что за время до штатной команды на отделение ГО «облегченный» носитель набирает дополнительную скорость. Кроме того, момент выключения текущего маршевого двигателя наступает раньше, так как заданная уставка по скорости для ступени достигается быстрее.

Методика оценки запасов компонентов ракетного топлива при сбросе головного обтекателя. При сбросе ГО уменьшается масса РН и растет ускорение. Раннее отделение ГО приводит к тому, что при неизменной тяге РН набирает дополнительную скорость, не расходуя на это дополнительное топливо.

Текущая экономия КРТ при сбросе ГО определяется как затраты на набор дополнительной скорости на участке сброса (примерно за 10 с), если не предусмотрен ранний сброс ГО, — это первая ее составляющая. Вторая составляющая экономии возникает благодаря тому, что набранная дополнительная скорость уменьшает время набора функционала скорости, задаваемого контуром навигации и наведения (НН) для момента выключения маршевого двигателя. На этом участке действует максимальное кажущееся ускорение, т. е. это то дополнительное топливо, которое пришлось бы использовать, чтобы достичь нужной скорости, если ГО сбрасывать штатно, а не ранее.

Выигрыш в энергетике за счет более раннего сброса ГО, создающего дополнительную скорость ΔW , определяется по формуле Циолковского

$$\Delta W = g_0 P_{уд} \ln \left(\frac{m(t_{с.ГО-10}) - m_{ГО}}{m(t_{с.ГО}) - m_{ГО}} \right) - g_0 P_{уд} \ln \left(\frac{m(t_{с.ГО-10})}{m(t_{с.ГО})} \right), \quad (8)$$

где g_0 — ускорение свободного падения, $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$; $P_{уд}$ — удельная тяга, с; $m_{ГО}$ — масса ГО, кг; $t_{с.ГО}$ — момент времени штатного сброса ГО; $t_{с.ГО-10}$ — момент «упреждающего» сброса ГО (на $t = 10$ с ранее).

Динамика полета РН «Союз-2.1а» на участке полета второй ступени (полет блока «А») приведена на рис. 9. Отображен вариант ускорения в случае упреждающего на 10 с сброса ГО (поток данных отфильтрован фильтром низких частот (ФНЧ)) — параметр $N_{x2\text{фильт}}$ и график действительного ускорения N_{x2} .

Приращение ускорения за счет сброса ГО вычислим по формуле

$$da = N_{x2}(t_{с.ГО}) - N_{x2}(t_{с.ГО} - \Delta_{с.ГО}), \quad (9)$$

где $\Delta_{с.ГО}$ — интервал времени физического сброса ГО, с.

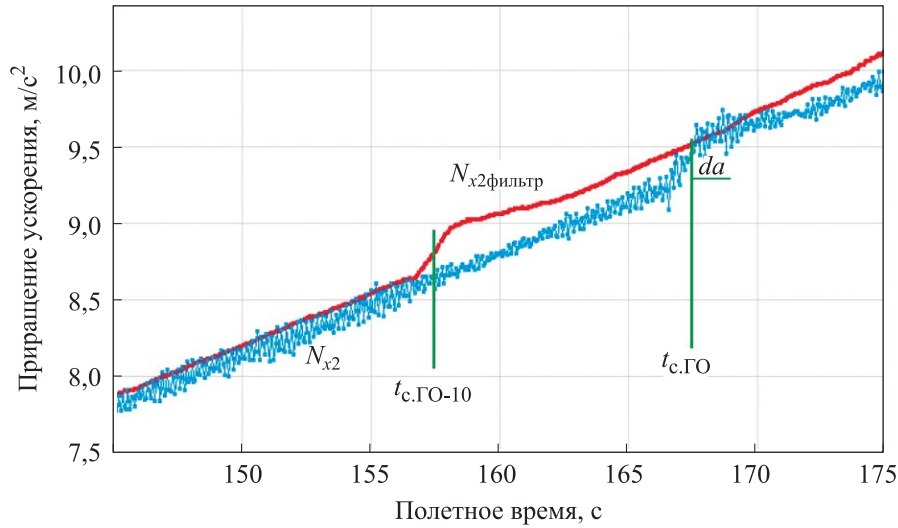


Рис. 9. Динамика полета второй ступени РН «Союз-2.1а»: N_{x2} — ускорение движения РН на участке сброса ГО; $N_{x2\text{фильтр}}$ — ускорение движения РН после смещения и фильтрации ФНЧ (для сглаживания); $t_{с.ГО}$ — момент времени штатного сброса ГО; $t_{с.ГО-10}$ — момент «упреждающего» сброса ГО (на $t = 10$ с ранее); da — приращение ускорения РН за счет сброса ГО

Для реализации расчета экономии КРТ на БЦВМ вычисление натурального логарифма (8) занимает длительное время, что мало-реализуемо, поэтому перейдем к расчету частных производных, основанному на линейных зависимостях.

Если производится «упреждающий» сброс ГО, то за время до штатного сброса будет набрана дополнительная скорость ΔW . Оценим набор скорости за счет этого прироста ускорения по формуле

$$\Delta W(\Delta t) = W(t_{с.ГО}) - W(t_{с.ГО} - \Delta t). \quad (10)$$

Учитывая малый интервал времени Δt , изменение скорости можно считать линейным, и тогда верно равенство

$$\Delta W(\Delta t) = \int_{t_{с.ГО} - \Delta t}^{t_{с.ГО}} da \cdot dt, \quad (11)$$

что эквивалентно

$$\Delta W(\Delta t) = da \cdot \Delta t. \quad (12)$$

Следовательно, «текущая» экономия КРТ (в окрестности момента сброса ГО) определяется через время, необходимое РН с работающей на маршевой тяге двигательной установкой для набора дополнительной скорости ΔW :

$$\tau_- = \frac{da \Delta t}{a_{\text{ср}}}, \quad (13)$$

где $a_{\text{ср}}$ — среднее ускорение на участке упреждающего сброса ГО, м/с².

За счет набранной дополнительной скорости функционал управления дальностью будет достигнут раньше, значит, и выключение ДУ второй ступени по главной команде (ГК) произойдет раньше на интервал $\tau_{\text{ГК}}$, определяемый по формуле

$$\tau_{\text{ГК}} = \frac{da \cdot \Delta t}{a_{\text{ГК}}}, \quad (14)$$

где $a_{\text{ГК}}$ — ускорение движения РН в окрестности момента выключения ДУ второй ступени по главной команде, м/с².

Тогда суммарное время работы ДУ второй ступени определяется по формуле

$$\tau_s = \tau_- + \tau_{\text{ГК}}. \quad (15)$$

В результате получим экономию КРТ от обоих факторов на второй ступени, как в формуле

$$\Delta M_2 = \dot{m}_2 \cdot \tau_s, \quad (16)$$

где \dot{m}_2 — массовый расход КРТ (окислителя и горючего суммарно) при работе ДУ второй ступени, кг/с.

Представим расчетную формулу в следующем виде:

$$\Delta M_2 = \dot{m}_2 \cdot \left(\frac{da \cdot \Delta t}{a_{\text{ср}_-}} + \frac{da \cdot \Delta t}{a_{\text{ГК}}} \right), \quad (17)$$

или в окончательном варианте

$$\Delta M_2 = \dot{m}_2 \cdot da \cdot \Delta t \cdot \left(\frac{a_{\text{ГК}} + a_{\text{ГК}}}{a_{\text{ср}_-} \cdot a_{\text{ГК}}} \right). \quad (18)$$

Проведенные оценочные расчеты позволяют сделать следующие выводы:

- при условии сброса ГО на 10 с раньше расчетного времени для носителя «Союз-2.1а, б» можно дополнительно сэкономить до 121,85 кг окислителя и горючего суммарно;
- для носителя «Союз-2.1в» в тех же условиях дополнительная экономия КРТ составит до 68,75 кг окислителя и горючего суммарно;
- для носителя «Ангара-1.2» в тех же условиях дополнительная экономия КРТ достигнет 44,41 кг окислителя и горючего суммарно.

Для полученных результатов пусков «Союз-2.1а, б, в» можно рассчитать доверительные границы статистики исходя из предположения, что распределение таксономии соответствует нормальному закону. Тогда границы статистики $\alpha_{н(в)}$ составят

$$a_{н(в)} = M_{\text{ср}} \pm t_s^p \cdot S_{n-1}, \quad (19)$$

где $M_{\text{ср}}$ — оценка математического ожидания статистики; t_s^p — квантиль Стьюдента уровня значимости p ; S_{n-1} — несмещенное СКО.

Зададим уровень значимости $p = 0,95$, тогда границы статистики составят:

для «Союз-2.1а, б»

$$97,85 \text{ кг} \leq a_{н(в)} \leq 136,38 \text{ кг}; \quad (20)$$

для «Союз-2.1в»

$$58,81 \text{ кг} \leq a_{н(в)} \leq 92,29 \text{ кг}. \quad (21)$$

Следовательно, выхода из доверительных границ (20) и (21) не наблюдается (на уровне вероятности $p = 0,95$).

Для РН «Ангара-1.2» (29.04.2022) экономия КРТ составила 44,94 кг, а для РН «Ангара-1.2» (15.10.2022) — 44,41 кг.

Для первого пуска РН «Ангара-1.2» (09.07.2014) невозможно оценить параметры на отделении ГО, так как сброс ГО был произведен на участке запуска ДУ второй ступени, и смещать сброс левее по шкале времени не имеет смысла — попадает на разделение ступеней.

Заключение. В результате проведенного исследования варианта оптимизации управления полетом РН на участке полета второй ступени при прохождении атмосферы Земли был получен диапазон допустимых временных поправок для упреждающего сброса ГО. Условиями для раннего сброса ГО являются расчет в ходе полета текущих тепловых воздействий скоростного напора атмосферы и определение момента времени, когда суммарное тепловое воздействие снизится ниже допустимого для полезной нагрузки значения. Кроме того, была подтверждена возможность экономии КРТ за счет упреждающего сброса ГО с ожидаемой экономией до 9...14 кг окислителя и горючего на каждую секунду более раннего сброса ГО по отношению к штатному времени РН «Союз-2.1а, б». Тогда общая экономия КРТ составит 135...210 кг. Для РН «Союз-2.1в» итоговая экономия лежит в диапазоне 88...138 кг (5,9...9,2 кг/с), что является запасом по массе выводимой полезной нагрузки (так как ГО сбрасывается на последней ступени).

В статистике для РН «Ангара-1.2» было всего три проведенных испытания. Оценка по двум из них дает до 4 кг КРТ на каждую

секунду упреждения сброса ГО по отношению к штатному времени. В этом случае общая экономия составит до 60 кг КРТ, что также является запасом по массе выводимой нагрузки.

Таким образом, можно рассчитать примерную экономию вывода ПН с учетом упреждающего отделения ГО. Для РН «Союз 2.1а, б» цена вывода ПН на геопереходную орбиту составляла 46 500 дол. за 1кг (по данным 2017 г.), т. е. при цене 1 дол. = 94 руб. в 2024 г. экономия на вывод дополнительной ПН массой 97,85...136,38 кг с учетом коэффициента массового соотношения 0,42 составит соответственно 178,21–248,4 млн руб. Следовательно, для РН «Союз-2.1в» при массе 58,81...92,29 кг она будет равна 304,05–477,14 млн руб., а для РН «Ангара-1.2» при удельной стоимости вывода ПН 55 000 дол. за 1 кг масса 44,41 кг позволит сэкономить 229,6 млн руб.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шманенков В.Н. *Нестационарная аэродинамика баллистического полета*. Москва, Физматлит, 2003, 176 с.
- [2] Иордан Ю.В., Давыдович Д.Ю., Жариков К.И., Дронь М.М. Экспериментальные исследования теплового нагружения элемента головного обтекателя ракеты на атмосферном участке траектории его спуска. *Динамика систем, механизмов и машин*, 2017, т. 5, № 2, с. 37–42.
- [3] Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. *Теплообмен излучением: Справочник*. Москва, Энергоатомиздат, 1991, 432 с.
- [4] Харитонов А.Н., Шахов В.Г. Особенности решения пространственных задач обтекания ракет-носителей с надкалиберными головными обтекателями с использованием программного комплекса ANSYS Fluent. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2012, № 4 (35), с. 116–123.
- [5] *Машиностроение. Энциклопедия. Т. 1-2. Теоретическая механика. Термодинамика. Теплообмен*. Москва, Машиностроение, 2003, 600 с.
- [6] Авдеевский В.С., Успенский Г.Р. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике*. Москва, 1975, 382 с.
- [7] Вентцель Е.С. *Теория вероятностей*. 6-е изд., стер. Москва, Высш. шк., 1999, 576 с.
- [8] Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. *Расчет теплообмена космического аппарата*. Москва, Машиностроение, 1979, 208 с.
- [9] Хемша М., Нилсен Дж. [и др.] *Аэродинамика ракет. В 2 кн. Кн.2. Методы аэродинамического расчета*. Москва, Мир, 1989, 512 с.
- [10] Петров Г.И. *Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды*. Москва, Машиностроение, 1971, 382 с.

Статья поступила в редакцию 15.05.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Шакмаев И.В., Долголевец О.Н., Лукин А.В., Полехин А.А., Зубов А.А. Оптимизация управления ракетой-носителем на участке полета второй ступени. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 8. EDN KDJSSY

Шакмаев Игорь Витальевич — старший научный сотрудник научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Имеет более 80 научных публикаций в области динамики, баллистики и управлении движением летательных аппаратов. e-mail: Shiva112@yandex.ru

Долголевец Оксана Николаевна — младший научный сотрудник научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: oksidjen7@mail.ru

Лукин Андрей Валерьевич — начальник лаборатории, заместитель начальника отдела научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, 164170, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: lukin9@yandex.ru

Полехин Андрей Анатольевич — старший инженер-испытатель научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: polehin.andrey@mail.ru

Зубов Антон Александрович — инженер-испытатель научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, 164170, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: zubov0029@gmail.com

Optimizing the launch vehicle control in the second stage flight segment

© I.V. Shakmaev, O.N. Dolgolevets, A.V. Lukin,
A.A. Polekhin, A.A. Zubov

1st Scientific and Test Center (Information and Analytical Support),
m/u 13991, Mirny-12, Arkhangelsk Region, 164170, Russian Federation

The paper considers the problem of a payload heating under exposure to the atmosphere affecting the payload fairing the launch vehicle second stage flight segment. Maximum heating of the Soyuz-2.1 payload fairing conical shell is examined for the case of launching the Glonass-K2 spacecraft. Computation data are compared with the experimental values, and satisfactory results are obtained. Predictive dynamics in the payload fairing jettison is identified. Energy reserves are assessed, as well as the economic benefits obtained by optimizing the payload fairing jettison time. Static processing results are provided for the Soyuz-2.1 launch vehicles of all types and the Angara-1.2 launch vehicle for 10 tests.

Keywords: *launch vehicles, payload fairing, atmosphere, heat flux, blackness level, rocket fuel components*

REFERENCES

- [1] Lipnitsky Yu.M., Krasilnikov A.V., Pokrovsky A.N., Shmanenkov V.N. *Nes-tatsionarnaya aerodinamika ballisticheskogo poleta* [Non-stationary aerody-namics of ballistic flight]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003, 176 p.
- [2] Jordan Yu.V., Davydovich D.Yu., Zharikov K.I., Dron M.M. Eksperimentalnye issledovaniya teplovogo nagruzheniya elementa golovnogo obtekatel'ya rakety na atmosfernom uchastke ego spuska [Experimental studies of thermal loading on the rocket payload fairing element in the atmospheric section of its descent trajectory]. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin — Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics)*, 2017, vol. 5, no. 2, pp. 37–42.
- [3] Blokh A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. *Teploobmen izlucheniem: Spravochnik* [Radiation Heat Transfer: Handbook]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991, 432 p.
- [4] Kharitonova A.N., Shakhov V.G. Osobennosti resheniya prostranstvennykh zadach obtekaniya raket-nositeley s nadkalibernymi golovnymi obtekatel'nyami s ispolzovaniem programmnoy kompleksa ANSYS Fluent [Peculiarities of solving three-dimensional problems of flow around a launch vehicle with large nose fairings using the ANSYS Fluent software]. *Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — VESTNIK of Samara Universi-ty. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2012, no. 4 (35), pp. 116–123.
- [5] *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. 1-2. Teoreticheskaya mekhanika. Ter-modinamika. Teploobmen* [Mechanical Engineering. Encyclopedia. Vol. I-2. Theoretical Mechanics. Thermodynamics. Heat Transfer]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 600 p.
- [6] Avduevsky V.S., Uspensky G.R. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket-space engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 382 p.
- [7] Ventsel E.S. *Teoriya veroyatnostey* [Probability Theory]. 6th ed., ster. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1999, 576 p.

- [8] Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Calculation of the spacecraft heat transfer]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 208 p.
- [9] Hemsha M., Nielsen J. et al. *Aerodinamika raket. V 2 kn. Kn. 2. Metody aerodinamicheskogo rascheta* [Rocket Aerodynamics. In 2 books. Book 2. Methods of Aerodynamic Calculation]. Moscow, Mir Publ., 1989, 512 p.
- [10] Petrov G.I. *Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchey ego sredy* [Simulating thermal conditions of a spacecraft and its environment]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 382 p.

Shakmaev I.V., Senior Researcher, 1st Scientific and Test Center (Information and Analytical Support), m/u 13991, Mirny-12, Arkhangelsk Region; author of more than 80 scientific publications in the aircraft dynamics, ballistics and flight control.
e-mail: Shiva112@yandex.ru

Dolgolevets O.N., Junior Researcher, 1st Scientific and Test Center (Information and Analytical Support), m/u 13991, Mirny-12, Arkhangelsk Region. Scientific interests: aircraft dynamics, ballistics and flight control. e-mail: oksidjen7@mail.ru

Lukin A.V., Head of Laboratory, Deputy Head of Department, 1st Scientific and Test Center (Information and Analytical Support), m/u 13991, Mirny-12, Arkhangelsk Region. Scientific interests: aircraft dynamics, ballistics and flight control.
e-mail: lukin9@yandex.ru

Polekhin A.A., Senior Test Engineer, 1st Scientific and Test Center (Information and Analytical Support), m/u 13991, Mirny-12, Arkhangelsk Region. Scientific interests: aircraft dynamics, ballistics and flight control. e-mail: polehin.andrey@mail.ru

Zubov A.A., Test Engineer, 1st Scientific and Test Center (Information and Analytical Support), m/u 13991, Mirny-12, Arkhangelsk Region. Scientific interests: aircraft dynamics, ballistics and flight control. e-mail: zubov0029@gmail.com