

Заключение. Таким образом, ошибка прогнозирования вдоль орбиты на суточном интервале, обусловленная погрешностями знания плотности атмосферы, при предложенном варианте решения задачи идентификации с двумя параметрами ($S_{\text{бал}}$ и $F_{10.7}$) уменьшается в сравнении с уточнением только одного параметра $\hat{S}_{\text{бал}}$ более чем в два раза. При этом оценки параметра $\hat{F}_{10.7}$ компенсирует неточность знания параметра K_p .

Список использованных источников

1. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. – М.: «Наука», 1987. – 712 с.
2. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. – М., «Наука», 1976.
3. Белоконов И.В., Боровков В.А. Алгоритм обработки измерительной информации в задаче прогнозирования с использованием регуляризации // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. XI Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самарский гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – С. 168-147.
4. ГОСТ 4401-81. Межгосударственный стандарт. Атмосфера стандартная. Параметры.
5. ГОСТ Р 25645.166-2004. Национальный стандарт российской федерации. Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли.
6. РД 50-25645.120-85. Руководящий документ по стандартизации. Методические указания. Атмосфера земли верхняя. Методика расчёта индексов солнечной и геомагнитной активности для определения плотности.

УДК 629.78

Т.А. Баяндина

ВЛИЯНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ДАЛЬНОСТЬ СПУСКА АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Введение. Рассматривается планирующий полёт при спуске с орбиты спутника Земли аэрокосмического аппарата (АА). В качестве объекта

управления рассматривается многоразовый орбитальный аппарат типа Boeing X-37. Требуется для двухканального управления на атмосферном участке спуска сформировать управляющие зависимости по углу атаки $\alpha(t)$ и скоростному углу крена $\gamma_a(t)$, обеспечивающие максимальную продольную или боковую дальности без ограничений и при ограничениях на управление, удельный тепловой поток, температуру нагрева в передней критической точке, продольную и нормальную перегрузки.

Методика моделирования управляемого движения

Движение аппарата относительно Земли моделируется под действием силы тяготения, полной аэродинамической силы и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта в траекторной системе координат с учётом вращения Земли и при отсутствии ветра в атмосфере [1].

Аэродинамические характеристики АА задаются таблично в виде зависимостей коэффициента аэродинамической силы лобового сопротивления и коэффициента аэродинамической подъёмной силы от угла атаки и числа Маха, промежуточные значения определяются линейной интерполяцией. Используемые ограничения на управление и параметры траектории приведены в табл. 1. Для решения задачи использовалась параметризация оптимального управления, полученного методом последовательной линеаризации. Подробное описание метода, а также вопросов, связанных с его численной реализацией, приведено в [2]. Модификации метода, рекомендации по его применению в задачах формирования управления движением АА в атмосфере описаны в [1, 3, 4].

Табл. 1. Ограничения на управление и параметры траектории

Наименование параметра	Минимальное значение	Максимальное значение
Угол атаки α , град.	0	40
Скоростной угол крена γ_a , град.	-90	90
Температура нагрева в передней критической точке T , $^{\circ}\text{C}$	—	1600
Продольная перегрузка n_x	—	4,1
Нормальная перегрузка n_y	—	3,24
Удельный тепловой поток, q , Кдж/м ² /с	—	600

Для моделирования траекторий спуска заданы следующие начальные $m_0=5000$ кг, $R_0=6471$ км, $V_0=7367$ м/с, $\theta_0=-1,07^\circ$, $\chi_0=\varphi_0=\lambda_0=0$ и конечное $h_k=20$ км условия движения. Начальные условия движения получены при численном моделировании схода АА с экваториальной орбиты высотой 200км после тормозного участка и пассивного движения до высоты 100 км [1]. Время тормозного участка рассчитывалось в предположении импульсного характера приложения тяги и обеспечения требуемого угла входа в плотные слои атмосферы. Конечное условие движения соответствуют приведению АА на участок предпосадочного маневрирования $h_k=20$ км. Характерная площадь АА (площадь крыла) $S=18,44$ м².

Максимизация продольной дальности. На основе оптимального управления, полученного методом последовательной линеаризации в результате научно исследовательской работы на кафедре динамики полёта и систем управления, проведена параметризация оптимального управления с учётом ограничений.

На рис. 1 представлены зависимости параметров траектории от времени без ограничений на режимы движения. Программа управления по углу атаки соответствует максимуму аэродинамического качества (на гиперзвуке $\alpha \approx \alpha_{K \max} \approx 20^\circ$), скоростной угол крена равен нулю. Максимальная продольная дальность составила 20277 км. Траектория характеризуется множеством рикошетов и глубокими перепадами температуры, максимальное значение которой достигает 1919°C. Ограничения на удельный тепловой поток и перегрузку не нарушены.

Максимальная продольная дальность с учётом ограничений составила 13135 км. Скоростной угол крена равен нулю. Управление по углу атаки на большей части траектории определяется ограничением на температуру в критической точке (на рис. 2 оптимальная программа обозначена пунктирной линией). Характерны следующие участки: 1 – движение с максимальным углом атаки $\alpha=40^\circ$, что обеспечивает эффективное торможение и выполнение ограничения на температуру при погружениях в атмосферу ($0 \leq t \leq 1170$ с); 2 – движение при температуре, близкой к ограничению на температуру с уменьшением угла атаки ($1170 < t \leq 1860$ с); 3 – движение с температурой, меньшей максимально допустимой ($1860 < t \leq 2540$ с) при угле атаки, соответствующем максимуму аэродинамического качества $\alpha \approx \alpha_{K \max}$.

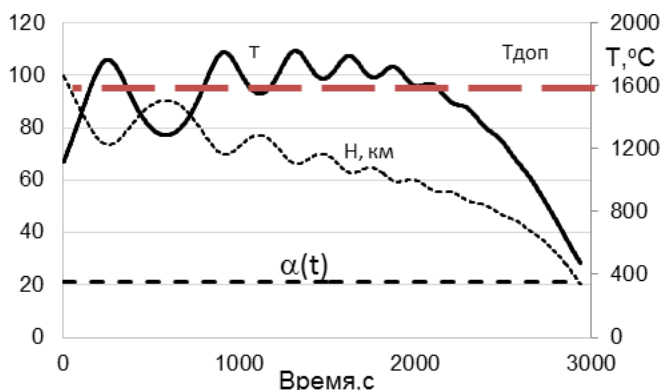


Рис. 1. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке и угла атаки от времени при максимизации продольной дальности без учёта ограничений

Была выполнена параметрическая линеаризация оптимальной программы управления, которая обозначена на рис. 2 сплошной линией. Угол атаки изменяется по кусочно-линейному закону. На рис. 3 представлены зависимости параметров траектории от времени, полученные в результате управления параметризованной программой по углу атаки с учётом ограничений на режимы движения.

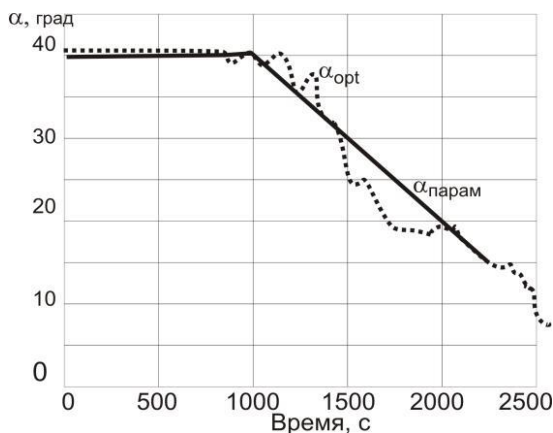


Рис. 2. Программы управления по углу атаки

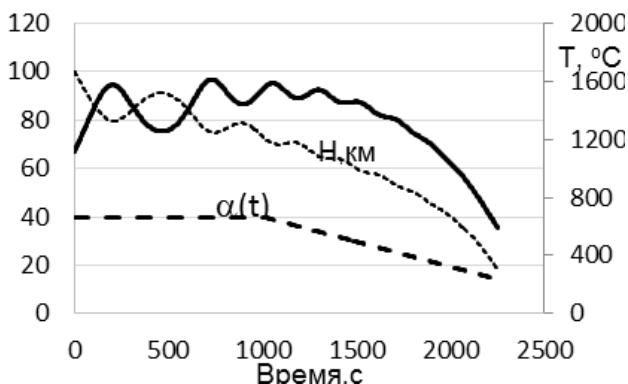


Рис. 3. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке и угла атаки от времени на максимальную продольную дальность с учётом ограничений

Табл. 2. Результаты моделирования спуска АА для обеспечения максимальной продольной дальности

	Без ограничений (оптимальная программа)	С ограничениями (оптимальная программа)	С ограничениями (параметрическое: управление)
$L_{\text{прод}}, \text{ км}$	20277	13135	11033
$T_{\text{max}}, ^\circ\text{C}$	1919	1620	1611
$n_{\Sigma\text{max}}$	1,17	1,16	0,53

Максимизация боковой дальности. При управлении АА с оптимальной программой, полученной методом последовательной линеаризации, максимальная боковая дальность без учёта ограничений составила 2888 км. Угол атаки соответствует максимуму аэродинамического качества при текущей скорости полёта (рис. 4а). Скоростной угол крена уменьшается со временем от 77° до 6° . Максимальная температура в передней критической точке равна 2216°C , удельный тепловой поток превысил допустимый и составил $1093 \text{ кДж/м}^2/\text{с}$.

При моделировании спуска с оптимальной программой с учётом ограничений максимальная боковая дальность составила 1369 км. Как и в случае полёта на максимальную продольную дальность управление на значительной части траектории определяется ограничением на темпера-

туру в критической точке (рис. 4б). На заключительном этапе полёта угол пути достигает -90^0 , после чего скоростной угол крена принимается равным нулю.

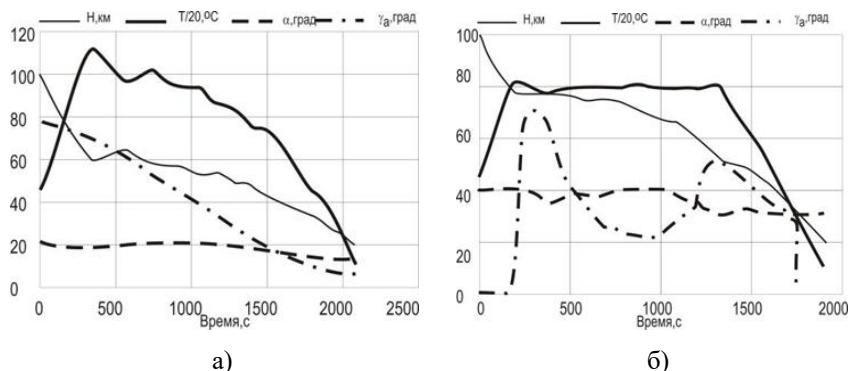


Рис. 4. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке и параметров управления от времени при максимизации боковой дальности без ограничений (а) и с учётом ограничений (б)

Проведена параметризация оптимального управления аппроксимацией постоянным, линейным и параболическим отрезками (рис. 5). На рис. 6 приведены результаты моделирования траектории спуска АА при управлении параметризованными программами управления по углам атаки и скоростного крена с учётом ограничений.

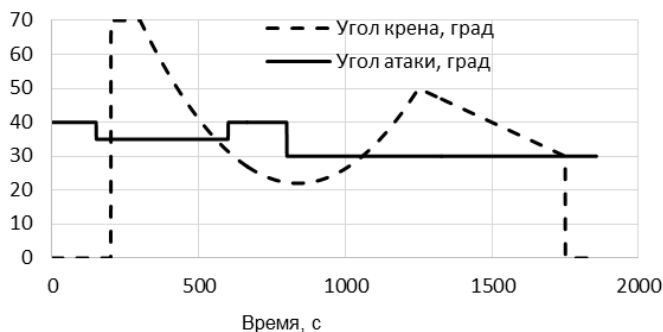


Рис. 5. Параметризованные программы управления

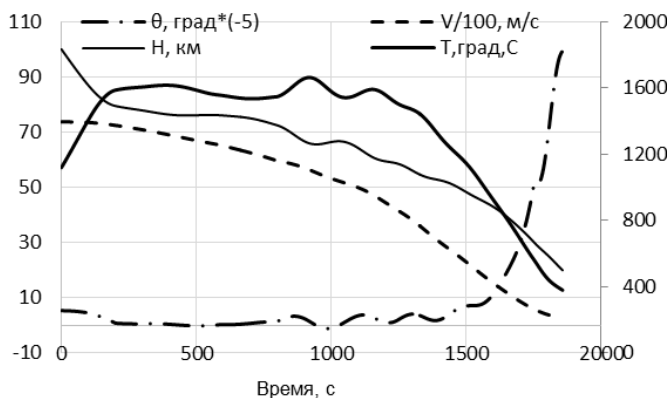


Рис. 6. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, скорости и угла наклона траектории от времени при максимизации боковой дальности с учётом ограничений

В табл. 3 сведены результаты оптимизации и параметризации управления траекторией движения АА при спуске на максимальную боковую дальность. Основные результаты работы показывают, что без учёта ограничений максимальная боковая дальность при оптимальном управлении достигает 2888 км, а с учётом ограничений уменьшается до 1369 км. При управлении АА с выполнением всех ограничений и применением параметризированной программы управления максимальная боковая дальность равна 1485 км.

Табл. 3. Результаты моделирования спуска АА для обеспечения максимальной боковой дальности

	Без ограничений (оптимальная программа)	С ограничениями (оптимальная программа)	С ограничениями (параметрическое: управление)
$L_{\text{прод}}, \text{ км}$	9002	8744	8397
$L_{\text{бок}}, \text{ км}$	2888	1369	1485
$T_{\text{max}}, ^\circ\text{C}$	2216	1620	1662
$n_y(\text{max})$	1,20	1,54	1,4
$q_t(\text{max}), \text{ кДж/м}^2/\text{с}$	1093	312	347

Таким образом, эффективность параметризованного управления по углам атаки и крена подтверждается даже в условиях жёстких ограничений, делая его перспективным для практического применения.

Заключение. В работе решена задача параметризации оптимального управления, полученного с использованием метода последовательной линеаризации. Проведён сравнительный анализ параметров траектории для параметрической программы управления с оптимальным решением. Показано, что использование относительно простого параметрического управления приводит к достижению максимальных значений продольной и боковой дальности с выполнением рассматриваемых ограничений.

Список использованных источников

1. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата методом принципа максимума Понтрягина/ Храмов А.А. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т. 18, № 1,
2. Лазарев, Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. – Самара: Самар. науч. центр РАН, 2007. – 274 с.
3. Betts J.T. Practical Methods for Optimal Control and Estimation Using Nonlinear Programming. SIAM, 2010.
4. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: уч. пособие. – М.: Наука, 1990. – 448 с.

УДК 629.78.06

О.Д. Жалдыбина, М.А. Иванушкин, Т.В. Старостина

ОЦЕНКА ВОЗДЕЙСТВИЯ ОСТАТОЧНОЙ АТМОСФЕРЫ НА МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИЕ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Введение. В современной космической отрасли наблюдается тенденция к постоянному развитию малых космических аппаратов (МКА), предназначенных для дистанционного зондирования Земли. Согласно принятой классификации, МКА характеризуются массой до 1000 кг и обладают оптимальными массогабаритными характеристиками.

Прогресс в области миниатюризации и внедрения инновационных технологий способствует расширению функциональных возможностей МКА, включая повышение производительности целевой аппаратуры.