ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 5 за 2021 г.

ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

А.С. Самотохин

Обзор методов управления космическими аппаратами при спуске в атмосфере

Статья доступна по лицензии
Creative Commons Attribution 4.0 International

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Самотохин А.С. Обзор методов управления космическими аппаратами при спуске в атмосфере // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2021. № 5. 20 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2021-5
https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2021-5

О р д е н а Л е н и н а
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Р о с с и й с к о й а к а д е м и и н а у к

А.С. Самотохин

Обзор методов управления космическими аппаратами при спуске в атмосфере

Москва — 2021

Самотохин А.С.

Обзор методов управления космическими аппаратами при спуске в атмосфере

Приводится обзор методов управления для статически устойчивых спускаемых аппаратов с малым аэродинамическим качеством при возвращении от Луны. Рассматриваются алгоритмы, которые использовались в советской и американской лунных программах, а также перспективные алгоритмы, которые разрабатываются в настоящее время. Определяются общие тенденции для перспективных отечественных и зарубежных методов.

Ключевые слова: обзор, терминальное управление, спуск при возвращении от Луны, рикошетирующая траектория.

Alexander Sergeevich Samotokhin

Review of space vehicle control and guidance methods at atmosphere reentry

Review of control methods for statically stable reentry vehicles with low lift-to-drag ratio at returning from the Moon is presented. We are considering algorithms that have been used in Soviet and American Moon programs, as well as advanced algorithms that now are developed. General trends of advanced domestic and foreign methods are determined.

Key words: review, terminal control, reentry at return from the Moon, skip-up trajectory.

Оглавление

Введение 3
Советская лунная программа 4
Американская лунная программа 5
Алгоритм PredGuid для космического корабля Orion 8
Алгоритм FNPEG для космического корабля Orion 12
Алгоритм ТАУС и его модификации 14
Заключение 18
Библиографический список 19

Введение

В настоящей публикации приводится обзор методов управления для статически устойчивых спускаемых аппаратов с малым аэродинамическим качеством при возвращении от Луны. Рассматриваются алгоритмы, которые использовались в советской и американской лунных программах, а также перспективные алгоритмы, которые разрабатываются в настоящее время.

Особенностью управления такими аппаратами является невозможность регулирования аэродинамического качества путем изменения угла атаки, как это имело место для крылатых спускаемых аппаратов Space Shuttle и «Буран». Для статически устойчивых возвращаемых аппаратов (ВА) с малым аэродинамическим качеством (около 0.3) управление при спуске осуществляется посредством изменения угла скоростного крена γ, что обеспечивает отклонение вектора подъемной силы от вертикального направления. Моменты скачкообразного изменения знака угла крена при сохранении его величины будем называть моментами переворота.

Все методы управления, которые рассматриваются в обзоре, можно разделить на две группы.

1. Управление с использованием опорной фазовой траектории. Предполагается наличие на борту аппарата некоторой фазовой траектории спуска (фиксированной или настраиваемой), которая может задаваться, например, в виде профиля перегрузки в зависимости от кажущейся скорости. Управление строится из условий обеспечения минимального отклонения фактического профиля от опорного.

2. Терминальное управление. Управление строится на основе численного прогнозирования оставшейся части траектории и корректируется из условия минимизации конечного промаха относительно требуемой точки посадки. Использование терминального управления подразумевает наличие некоторого выбранного заранее опорного профиля изменения угла крена, на который накладываются вариации параметров управления.

Терминальное управление может быть однопараметрическим и двухпараметрическим.

Однопараметрическое управление. Управление величиной модуля угла крена осуществляется из условия обеспечения требуемой дальности спуска в продольном направлении. Устранение промаха в боковом направлении достигается за счет смены знака угла крена, когда величина прогнозируемого бокового промаха выходит за установленные пределы. При однопараметрическом управлении число переворотов по крену может меняться от траектории к траектории в зависимости от состава действующих возмущений.

Двухпараметрическое управление. На каждом шаге работы алгоритма выполняется коррекция двух параметров: модуля угла крена и момента выполнения ближайшего переворота. Коррекция осуществляется таким

образом, чтобы минимизировать промахи относительно требуемой точки посадки как в продольном, так и боковом направлениях. При таком управлении количество переворотов по крену является фиксированным.

Общие вопросы управления движением возвращаемых аппаратов в атмосфере Земли исследованы в [1-3].

Комбинированный алгоритм управления для спуска с ОИСЗ предложен в [4]. Такой алгоритм может быть использован также на участке второго погружения аппарата в атмосферу при возвращении от Луны для траектории с рикошетом. На начальном этапе спуска в атмосфере (выше 40 км) используется инерциальное управление по аналогии с КА «Союз». Ниже 40 км, когда доступна спутниковая навигация, вводится терминальное управление. На каждом шаге коррекции управления приближенным способом строится зона достижимости на поверхности Земли. Управление углом крена выбирается таким, чтобы прогнозируемая точка посадки попадала в зону достижимости. Рассматриваемое требование точности посадки порядка метров порождает большое число переворотов в конце спуска, что увеличивает расход топлива на управление.

Советская лунная программа

В СССР была принята программа пилотируемого облета Луны на расстоянии 1000-12000 км в корабле 7К-Л1 («Зонд»). Особенностью возвращения к Земле было использование рикошетирующей траектории с двумя участками погружения в атмосферу, разделенными внеатмосферным участком для обеспечения требуемой дальности спуска с посадкой в Казахстане (рис. 1). Здесь I – участок первого погружения в атмосферу, II – внеатмосферный участок, III – участок второго погружения в атмосферу, $В_1$ – точка первого входа в атмосферу, $Б_0$ – начало баллистического участка, $В_2$ – точка второго входа в атмосферу, П – точка приведения. Штрихами обозначены проекции указанных точек на поверхность Земли.

Корабль возвращался к Земле со стороны южного полушария, а дальность от точки первого входа в атмосферу до места посадки должна была меняться от 6000 до 9500 км в зависимости от склонения Луны во время ее облета. За счет использования малого аэродинамического качества (порядка 0.3) максимальные перегрузки при полете в атмосфере не должны были превышать 4.9-6.6*g*. Разработанный алгоритм управления продольным движением спускаемого аппарата при входе в атмосферу Земли с околопараболической скоростью описан в [5]. По существу, отслеживалась зависимость перегрузки от кажущейся скорости, которая формировалась на начальном участке входа в зависимости от темпа нарастания перегрузки, что обеспечивало некоторую адаптацию к фактическому углу входа в атмосферу и фактической плотности атмосферы.

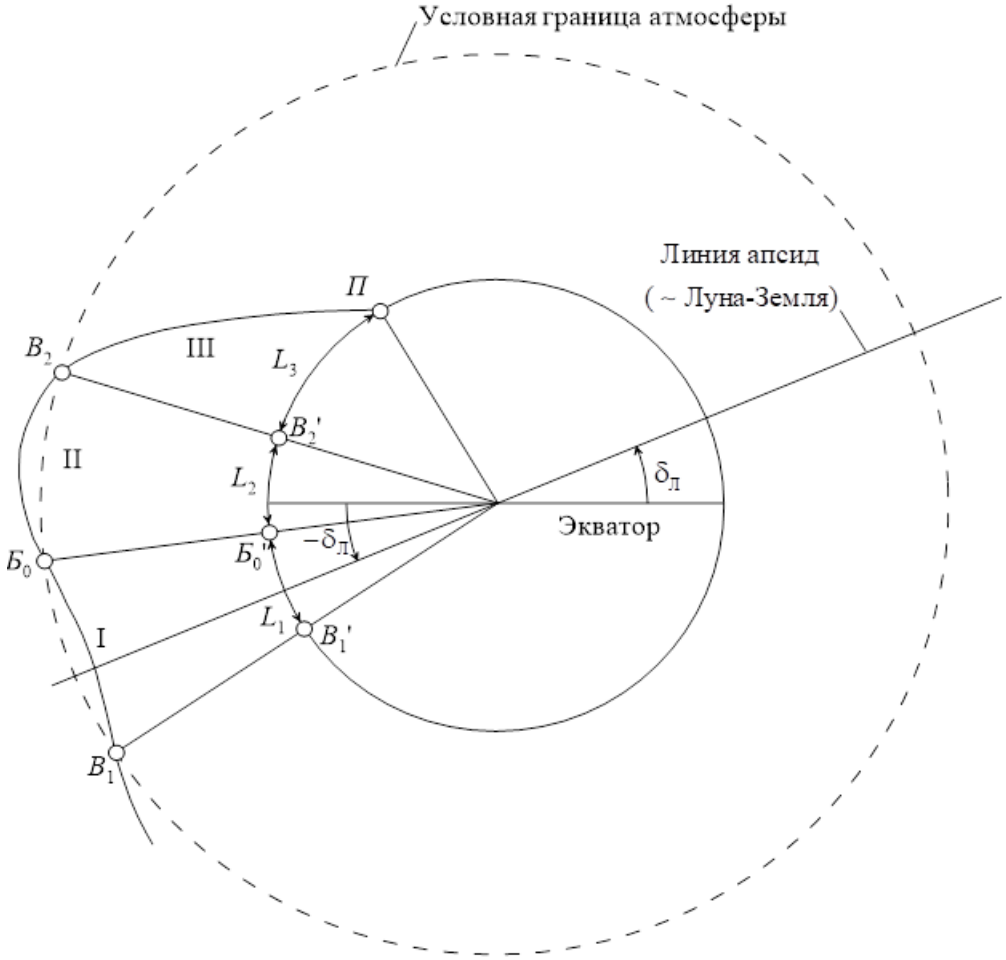

Рис. 1. Схема рикошетирующей траектории спуска при возвращении от Луны.

По программе Л1 были выполнены четыре беспилотных полета аппаратов «Зонд» к Луне с возвращением в атмосферу Земли. Наиболее успешным был полет аппарата «Зонд-7», который облетел Луну на расстоянии 1200 км и был приведен в коридор по условному перигею 45±10 км. Скорость первого входа в атмосферу достигала 11 км/с, а скорость вылета равнялась 7.6 км/с. С такой же скоростью спускаемый аппарат вторично вошел в атмосферу Земли. Точность приведения составила 50 км (недолет).

Американская лунная программа

В американской программе Apollo по высадке человека на Луну для возвращения в атмосферу Земли использовался командный отсек (Command Module) с аэродинамическим качеством порядка 0.3. Дальность спуска планировалась в пределах от 2400 до 4600 км, что обеспечивало максимальный коридор входа, приемлемые перегрузки и высокую точность приведения к месту приводнения. Наличие БЦВМ в системе управления корабля позволило использовать алгоритмы терминального наведения с прогнозированием оставшейся траектории по упрощенным аналитическим зависимостям. Это

обеспечивало адаптацию к фактическим условиям полета и повышало точность приведения к месту приводнения.

На рис. 2 показана типичная зависимость аэродинамического ускорения от скорости полета при спуске командного отсека в атмосфере Земли [6].

На начальном участке входа, или участке выравнивания 1-2, подъемная сила направлена вверх, но перегрузка быстро возрастает из-за большого по величине угла входа (порядка -6°). Точка 2 соответствует началу изоперегрузочного участка, который фиксируется по величине скорости снижения. На этом участке начинается прогноз остающейся дальности в предположении, что движение будет проходить с постоянным эффективным аэродинамическим качеством (когда произведение аэродинамического качества на косинус угла крена остается постоянным). Изоперегрузочный режим движения сохраняется, пока прогнозируемый промах не станет меньше 46 км. С этого момента начинает отслеживаться некоторая опорная траектория, которая задается в виде зависимости скорости и вертикальной скорости от перегрузки. Опорная траектория формируется в БЦВМ по информации о фактическом движении командного отсека. В результате определяется момент перехода на участок управляемого подъема до условной границы атмосферы (точка 4). На внеатмосферном участке движения 4-5 осуществляется требуемая ориентация командного отсека для второго входа в атмосферу. Точка 5 соответствует второму входу с околокруговой скоростью. Здесь начинается заключительный этап траектории. Управление осуществляется путем отслеживания вычисленной предварительно опорной траектории, которая получена в предположении, что движение будет проходить с некоторым средним значением эффективного аэродинамического качества.

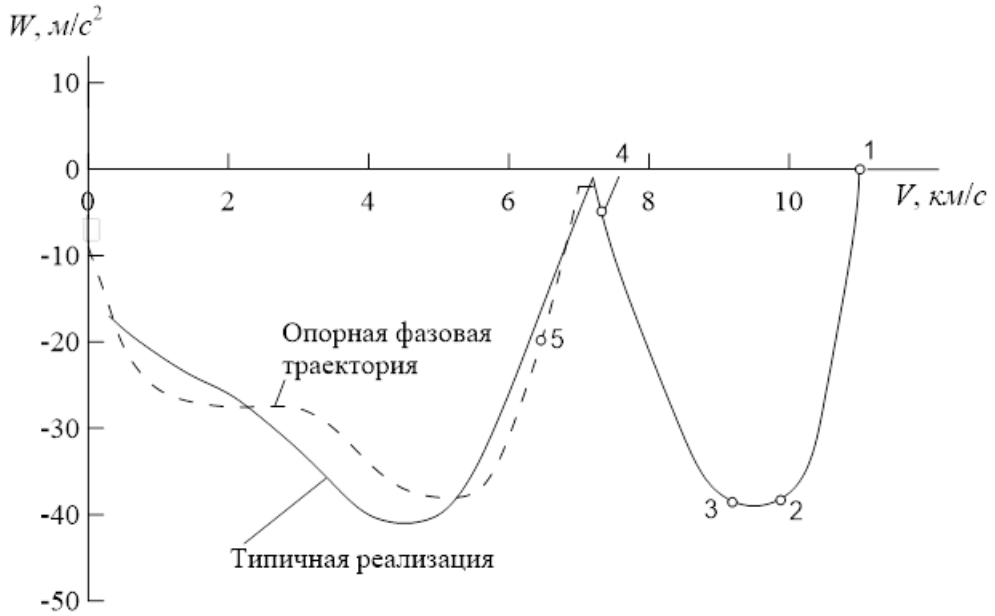

Рис. 2. Зависимость ускорения от скорости для траектории с рикошетом командного отсека Apollo.

Если прогнозируемая дальность мала, исключается участок 3-4 управляемого подъема. Если прогнозируемая дальность велика, то исключается участок 2-3 движения в режиме изоперегрузки. Боковой промах корректируется путем переворотов по крену, т.е. изменением знака угла крена, когда прогнозируемый боковой промах выходит за установленные пределы. На рис. 3 показан типичный пример изменения командной зависимости угла крена $\gamma_{ком}$, а также текущего продольного промаха ΔL и бокового промаха ΔB при угле входа -6° и дальности спуска 3700 км [7].

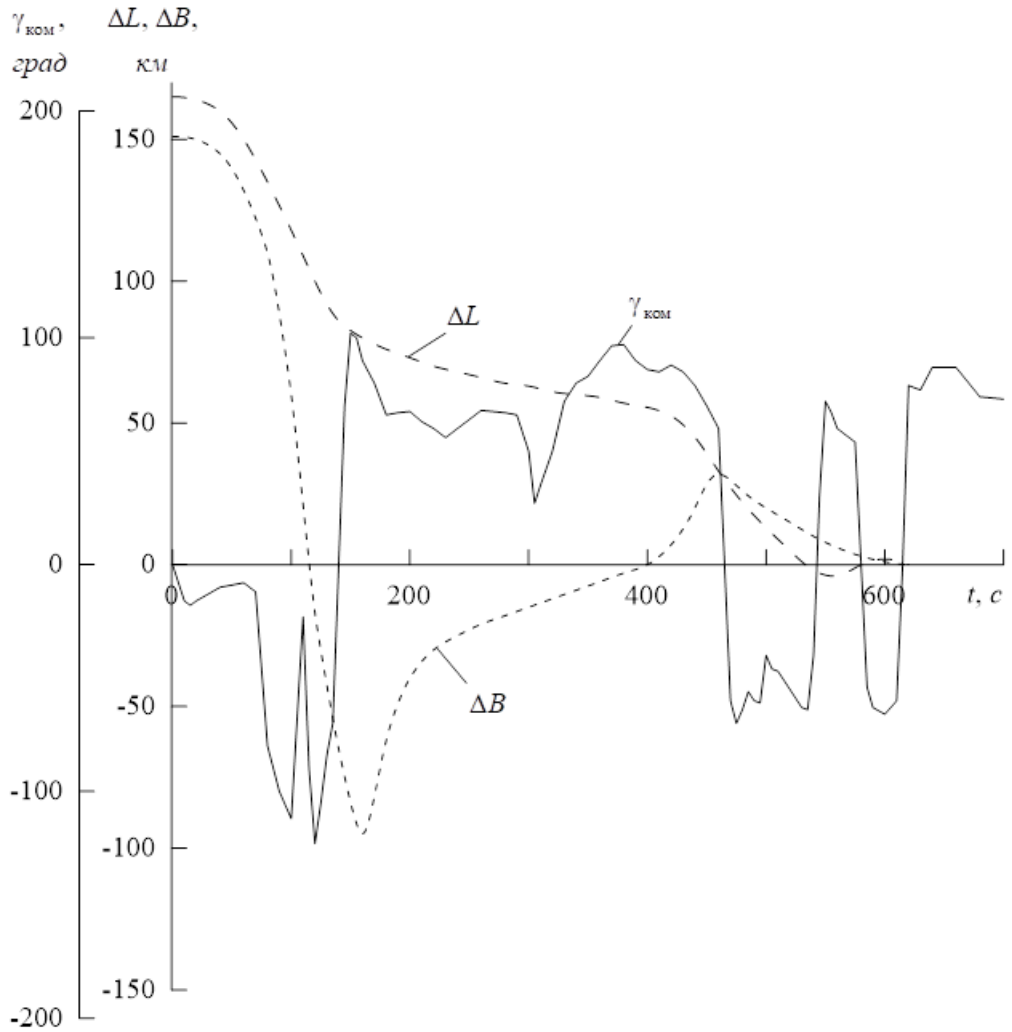

Рис. 3. Командный угла крена и текущий промах на траектории входа командного отсека Apollo (угол входа -6°, дальность спуска 3700 км).

Сводные данные по условиям спуска в атмосфере при реализации программы Apollo даны в табл. 1 [8]. Достигнутая точность приводнения приближалась к 10 км.

Таблица 1

Сводные данные по условиям спуска в атмосфере Земли КК Apollo после возвращения от Луны [8]

Полет	Аэродин. качество	Абс. скорость входа, км/с	Абс. угол входа, град	Дальность спуска, км	Время спуска, с
«Аполлон 8»	0.300	11.047	-6.480	2394.3	868
«Аполлон 10»	0.305	11.076	-6.542	2399.9	871
«Аполлон 11»	0.300	11.039	-6.483	2774.2	929
«Аполлон 12»	0.309	11.015	-6.500	2316.5	815
«Аполлон 13»	0.291	11.044	-6.490	2316.5	835
«Аполлон 14»	0.280	11.032	-6.370	2286.8	853
«Аполлон 15»	0.290	11.009	-6.510	2194.2	778
«Аполлон 16»	0.286	11.007	-6.490	2205.3	814

Алгоритм PredGuid для космического корабля Orion

Сейчас в США фирмой Lockheed Martin разрабатывается многоцелевой пилотируемый космический корабль Orion (Orion Multi-Purpose Crew Vehicle или Orion MPCV), имеющий командный отсек (Command Module) и двигательный отсек (Service Module). Корабль предназначен для решения различных космических задач, включая полеты к Луне, Марсу и астероидам. На начальном этапе эксплуатации его будут выводить с помощью ракеты-носителя Delta IV, а в дальнейшем – на сверхтяжелой ракете-носителе Space Launch System (SLS).

Командный отсек Orion имеет форму усеченного конуса с диаметром 5.02 м и длиной 3.3 м. Количество членов экипажа 4-6 человек. Аэродинамическое качество порядка 0.30-0.35.

С таким аэродинамическим качеством при одном погружении в атмосферу можно реализовать продольную дальность порядка 4630 км и боковую дальность ~400 км [5]. Для больших дальностей спуска необходимо использовать рикошетирующие траектории (skip-up entry). Командный отсек Orion должен иметь возможность приводняться или приземляться в пределах континентальной части США при возвращении от Луны в любое время на протяжении лунного месяца, т.е. дальность спуска должна быть не менее 10190 км с использованием рикошетирующих траекторий.

Алгоритмы системы управления и навигации для командного отсека Orion разрабатываются в лаборатории им. Дрейпера (C.S. Draper), под руководством которого была создана система управления для Apollo. Терминальный алгоритм управления PredGuid является существенно улучшенной версией алгоритма управления Apollo, в которой используется численный прогноз остающейся траектории (Numerical Predictor-Corrector, NPC). Навигационные алгоритмы обеспечивают точность определения положения порядка нескольких метров без применения больших наземных антенн слежения. Измерения GPS используются при кажущемся ускорении меньше 0.5 м/с^2 и на высотах ниже 55 км.

Концепция алгоритма PredGuid предполагает независимое регулирование продольного движения и бокового [9]. Алгоритм включает шесть фаз.

Фаза 1. Начальный крен (Initial Roll). Эта фаза обеспечивает необходимую ориентацию аппарата для входа в атмосферу и захват его атмосферой. Здесь используются алгоритмы предварительной ориентации Apollo (Pre-attitude Hold) и начального крена (Initial Roll). Алгоритм начального крена модифицирован и позволяет использовать необходимый угол крена вместо направления всей подъемной силы вверх, как у Apollo. Это позволяет контролировать траекторию входа, включая максимальный тепловой поток, суммарную тепловую нагрузку и максимальную перегрузку. Захват КА атмосферой обеспечивается путем направления подъемной силы вниз, если вход в атмосферу окажется слишком пологим. Фаза 1 начинается в момент входа в атмосферу и заканчивается при достижении скорости снижения 214 м/с.

Фаза 2. Регулирование энергии (Energy Management). Здесь в зависимости от заданного положения цели (или места приведения) определяются условия дальнейшего движения: рикошетирующая траектория или траектория прямого спуска. Затем обеспечиваются условия перевода аппарата в конечную фазу (Final phase) для прямого спуска или в фазу с направлением подъемной силы вверх (Up Control) для реализации рикошетирования. В алгоритме наведения используются две логики управления Apollo: HUNTEST и Constant Drag с небольшими доработками. Контролируется расход энергии путем оперативного расчета по аналитическим формулам остающейся дальности до цели. Если для достижения цели требуется рикошетирующая траектория, то алгоритм переходит к управлению с подъемной силой, направленной вверх, когда ошибка в прогнозируемой дальности меньше 46.3 км. Если не требуется рикошетирующая траектория, то сразу осуществляется переход к конечной фазе, когда достигаются соответствующие условия по скорости.

Фаза 3. Управление с подъемной силой вверх (Up Control). Алгоритм использует такое управление, если для достижения места посадки требуется рикошетирующая траектория. Эта фаза заменяет прежние две фазы алгоритма Apollo: Down Control и Up Control. На этой фазе осуществляется прогнозирование остающейся траектории путем численного интегрирования

упрощенных уравнений движения. Определяется постоянный командный угол крена, который обеспечивает требуемую дальность со значениями скорости и угла наклона траектории, которые необходимы для начала конечной фазы (Final phase) при втором входе в атмосферу. Используется уникальный метод решения краевой задачи по уточнению угла крена. Сначала определяется угол крена, который обеспечивает необходимые значения скорости и угла наклона траектории при втором входе. Если полученная при этом дальность оказывается в пределах заданного допуска, то вычисленный угол крена выдается на исполнение. Если прогнозная дальность оказывается вне допусков, то задается новый угол крена, и расчет прогнозной траектории повторяется. Этот фаза полета заканчивается, когда измеренное ускорение становится меньше 0.18 м/с^2, что означает выход за пределы атмосферы.

Фаза 4. Баллистический участок (Ballistic). Эта фаза соответствует внеатмосферной части траектории и заменяет фазу Кеплера (Kepler) в алгоритме управления Apollo. Здесь требуется только обеспечить необходимую ориентацию аппарата. Алгоритм продолжает уточнять угол крена, но команда на исполнение не выдается, пока измеренное ускорение меньше 0.49 м/с^2, что позволяет уменьшить расход топлива. Эта фаза заканчивается, когда аппарат входит в ощутимую атмосферу, т.е. ускорение возрастает до 2 м/с^2. Такая граница выбрана сознательно выше, чем при вылете из атмосферы, чтобы гарантировать соответствующий переход между фазами управления с подъемной силой вверх (Up Control) и баллистики (Ballistic).

Фаза 5. Конечный участок (Final). PredGuid использует логику фазы Final алгоритма Apollo для прямого входа (без рикошетирования) и для второго входа в атмосферу. В системе управления Apollo на конечном участке используется опорная траектория, которая позволяет уменьшить скорость аппарата от круговой до дозвуковой. В алгоритме PredGuid опорная траектория модифицирована под Orion и уточняется в процессе движения. Эта фаза заканчивается, когда скорость аппарата относительно Земли имеет величину 305 м/с.

Фаза 6. Терминальное наведение (Terminal Guidance). Эта фаза используется для уменьшения оставшейся боковой ошибки после завершения конечного участка. Применяется простая схема пропорционального наведения для управления аппаратом с использованием ошибки курса, которая формируется логикой бокового управления Apollo (Apollo Lateral Logic). Фаза заканчивается в момент достижения условий раскрытия тормозного парашюта.

Алгоритм PredGuid использует раздельный канал управления боковым промахом по аналогии с алгоритмом Apollo. При этом модифицировано определение коридора по боку. Для устранения бокового промаха и ошибок курсового угла применяются перевороты по крену. Канал управления по боку задействуется с момента входа в атмосферу до завершения конечного участка, т.е. при достижения скорости 305 м/с.

Для уточнения фактического аэродинамического качества и вариаций плотности атмосферы путем расчета корректирующего множителя в алгоритме PredGuid используются навигационные значения ускорения и скорости. В качестве начального приближения берется номинальная величина аэродинамического качества. Величина текущей оценки ограничена для исключения плохих измерений, а затем обрабатывается совместно с предыдущими измерениями для уменьшения переходных эффектов. Уточнение аэродинамического качества аппарата осуществляется только на фазах регулирования энергии и управления с подъемной силой вверх.

В алгоритме также вычисляется поправочный множитель для уточнения фактической плотности атмосферы. Поправочный множитель определяет отношение фактической плотности к бортовой модели. Этот множитель ограничен максимальной и минимальной величинами и усредняется с предыдущими оценками. При вычислении поправочного множителя предполагается, что коэффициент лобового сопротивления аппарата остается близким к номинальному значению на протяжении всего полета, а оценка аэродинамического качества является аккуратной. Оценка фактической плотности проводится, пока величина ускорения больше 0.6 м/с^2. Адаптация к фактической плотности атмосферы и аэродинамическим характеристикам повышает точность приведения и точность выдерживания заданных ограничений. Для повышения эффективности алгоритма и уменьшения числа переворотов по крену в дальнейшем предполагается ввести прогноз также в боковом движении.

Математическим моделированием 3000 траекторий входа с алгоритмом PredGuid при различных начальных условиях получена оценка точности приведения: около 5 км [9]. По некоторым данным, точность составит 2 км на высоте раскрытия парашютной системы (т.е. на высоте 12-14 км).

Первый беспилотный испытательный полет КК Orion был выполнен 5 декабря 2014 года с мыса Канаверал. После выведения на низкую околоземную орбиту ракетой-носителем Delta-IV и выполнения одного витка на этой орбите КК был переведен на эллиптическую орбиту с высотой апогея порядка 5800 км. Совершив виток на эллиптической орбите, КК вошел в атмосферу Земли со скоростью около 8.9 км/с и приводнился в Тихом океане вблизи побережья Калифорнии. Целью полета было испытание теплозащиты, вибраций, аэродинамических нагрузок, способности авионики проходить через радиационные пояса, управления движением относительно центра масс, системы аварийного спасения и парашютной системы. В процессе спуска перегрузка достигла 10*g*, а температура нагрева была порядка 2200 ^{o}C, что свидетельствует скорее о баллистическом спуске, чем об управляемом. Судя по публикациям, только будущая версия алгоритма PredGuid позволит реализовать рикошетирующую траекторию.

Алгоритм FNPEG для космического корабля Orion

Алгоритм FNPEG (Fully Numerical Predictor-corrector Entry Guidance) [10] также разрабатывался для космического корабля Orion и рассматривается как альтернатива алгоритму PredGuid.

Так же как в PredGuid, в алгоритме FNPEG осуществляется прогноз дальности остающейся части траектории, однако в FNPEG на всех участках спуска используется численное интегрирование уравнений движения. FNPEG имеет две части: одну – для прямого входа (или для конечного участка входа) и вторую – для рикошетирующей траектории. Переход от фазы для рикошета к финальной фазе происходит по предопределенному порогу дальности до точки посадки. Для аппаратов с малым качеством, таких как Orion, используется номинальное значение 2000 км.

Рабочие принципы алгоритмов управления в обеих фазах одинаковы: предполагается, что командный угол крена изменяется от некоторого начального значения γ_0, которое должно уточняться на каждом шаге работы алгоритма, до конечного значения γ_f, которое является константой алгоритма. На участке рикошета предполагается, что изменение командного угла крена от γ_0 до γ_f происходит линейно в зависимости от остающейся дальности до точки посадки. На участке прямого входа предполагается использование линейной зависимости угла крена от текущей удельной энергии e, которая определяется как

$$e = \frac{\mu}{r} - \frac{V^2}{2}, \tag{1}$$

где μ – гравитационный параметр Земли, r – расстояние до центра Земли, V – текущая скорость относительно поверхности Земли.

На обоих участках текущий командный угол крена γ_0 выбирается таким образом, чтобы обеспечить совпадение прогнозируемой дальности спуска с текущей дальностью до точки посадки. Выбор γ_0 выполняется с помощью итерационной процедуры, основанной на методе Ньютона-Раффсона таким образом, чтобы выполнялось условие

$$\gamma_{\min} \le \gamma_0 \le \gamma_{\max}, \tag{2}$$

где $\gamma_{\min}$, $\gamma_{\max}$ – некоторые константы.

Так как рабочие принципы управления на фазе рикошета и конечной фазе одинаковы, то не требуется предварительного расчета опорной траектории. Интегрирование уравнений движения на фазе рикошета и конечной фазе выполняется одинаковым образом с плавным переходом между ними. Не требуется никакого специального внимания к переходу от участка рикошета к конечному участку. В этом состоит важное отличие от гибридного алгоритма PredGuid, где было необходимо гарантировать, что условие перехода находится

внутри приемлемого коридора для нормального функционирования на конечной фазе спуска Apollo. Свободная от всякой сложной фазовой логики структура FNPEG существенно проще, чем логика управления при рикошетах для Apollo (и PredGuid, который наследует фазовую логику Apollo). Однако такой подход предъявляет более высокие требования к быстродействию бортового вычислительного комплекса. Требуется больше времени на численный прогноз оставшейся части траектории, и в общем случае для определения текущего значения командного угла крена γ_0 может потребоваться более одной итерации.

В процессе управления знак угла крена выбирается по аналогии с Apollo. Знак изменяется на противоположный, когда текущая боковая дальность (или отклонение курсового угла) относительно точки посадки выходит за заданные границы. Зона нечувствительности, заданная в виде квадратичной функции скорости, определяет границы допуска на боковую дальность относительно точки посадки:

$$\chi = c_0 + c_2 V^2, \tag{3}$$

где $c_0>0$ и $c_2>0$ – константы. Когда фактическая боковая дальность превышает χ, то формируется команда изменения знака угла крена на противоположный.

В самой последней версии FNPEG была принята новая методика управления в боковом канале, при которой задается желаемое число переворотов на всей траектории. Этот метод основан на том, что каждый переворот имеет целью уменьшение конечной боковой дальности при одной и той же пороговой дальности. Пороговый коэффициент k вычисляется непрерывно в реальном времени с остающимся числом переворотов и допуском на боковую ошибку в конце. Вместо того чтобы реагировать на текущую боковую дальность или ошибку курсового угла, новая логика бокового управления продолжает прогноз траектории до конечной точки и оценивает конечную боковую дальность, соответствующую двум профилям угла крена. Первый профиль имеет знак текущего угла крена, а второй – противоположный знак. Оба имеют одинаковую величину угла крена, который соответствует найденному решению в канале продольного управления. Переворот по крену выдается командой, как только отношение двух прогнозных конечных боковых дальностей достигает порога k. С этим дополнением боковая логика последней версии FNPEG становится полностью автоматической и не требуется подгонки под конкретный аппарат, она независима от его аэродинамического качества и того, насколько динамичной или инертной является система управления аппаратом. Пользователь просто выбирает число переворотов, желательное для задачи, и устанавливает допуск на конечную боковую дальность. Боковая логика на основе текущего состояния будет адаптивно определять время каждого переворота, чтобы достичь удовлетворительного управления конечной боковой дальностью.

Как было отмечено ранее, в алгоритме PredGuid предусмотрены процедуры уточнения фактического аэродинамического качества и плотности атмосферы, которые используются в бортовом прогнозе. В публикациях по FNPEG никакого упоминания об использовании подобных процедур нет.

В работе [10] утверждается, что алгоритм FNPEG прошел полную проверку в центре Джонсона NASA на стенде ANTARES 6DOF [11]. Однако нет никаких указаний на то, что этот алгоритм будет использован в качестве основного для космического корабля Orion.

Алгоритм ТАУС и его модификации

Сейчас поставлена задача посадки КА при возвращении от Луны в южных районах территории России вместо степей Казахстана. Это породило повышенные требования к точности приведения КА из-за ограниченности полигона, расположенного на густонаселенном юге. С учетом возможного ветрового сноса требуется обеспечить точность не хуже 4 км.

Последние 10 лет в Институте прикладной математики им. М.В Келдыша РАН по договорам с РКК «Энергия» им. С.П. Королева ведутся работы по созданию терминального алгоритма управления спуском (ТАУС) и его модификаций ТАУС-М (модифицированный ТАУС) и ТАУС-МС (модифицированный ТАУС с ситуационной адаптацией). Описание ТАУС и ТАУС-М приведено в работах [12, 13]. Во всех версиях ТАУС выполняются 2 переворота по крену на участке первого погружения в атмосферу и 3 переворота на участке второго погружения. Такое число переворотов является минимальным необходимым и достаточным для реализации требуемой точности приведения и уменьшает расход топлива. В ТАУС-М для создания «запаса» по дальности прогнозные аэродинамические характеристики (АДХ) вычисляются с общим поправочным коэффициентом момента тангажа Δm_z= =-0.004, что ухудшает прогнозные АДХ по сравнению с фактическими. Статистическое моделирование 1000 возмущенных рикошетирующих траекторий спуска на дальность порядка 10000 км показало, что ТАУС-М обеспечивает требуемую точность приведения с вероятностью 97% [13]. Анализ «плохих» вариантов показал, что в них имеет место неблагоприятное сочетание возмущающих факторов: пониженное аэродинамическое качество КА и повышенная плотность возмущенной атмосферы. В случае больших перегрузок наоборот: имеет место повышенное аэродинамическое качество КА и пониженная плотность атмосферы.

В алгоритме ТАУС-МС, который в настоящее время находится в стадии разработки, применяется ситуационная, т.е. «индивидуальная» адаптация для каждой возмущенной траектории. Поправочный коэффициент Δm_z вычисляется для каждой траектории свой по измеряемым компонентам перегрузки в связанных осях. В этой модификации применяются улучшенные алгоритмы ограничения максимальной перегрузки [14] и адаптации бортовой модели движения к реальным условиям полета [15].

ТАУС и его модификации основаны на принципах адаптивного терминального управления, разработанных Д.Е. Охоцимским и его сотрудниками [16]. Коротко опишем эти принципы.

На каждом шаге работы алгоритма управления выполняются 3 прогноза оставшейся части траектории с использованием численного интегрирования системы уравнений, описывающих движение центра масс. Первый прогноз выполняется с профилем командного угла крена, полученным на предыдущем шаге коррекции управления, а два последующих – с наложением вариации $\delta\gamma$ на модуль командного угла крена и вариации δv_k на момент ближайшего переворота. По результатам этих трех прогнозов вычисляются промахи в продольном Δx и поперечном Δz направлениях относительно требуемой точки посадки. Обозначим прогнозные промахи как Δx_i и Δz_i, где $i = 0, 1, 2$. Тогда в линейном приближении можно вычислить частные производные компонент конечного промаха по варьируемым параметрам управления

$$\begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial \gamma} &= \frac{\Delta x_1 - \Delta x_0}{\delta\gamma}, \frac{\partial x}{\partial v_k} = \frac{\Delta x_2 - \Delta x_0}{\delta v_k}, \\ \frac{\partial z}{\partial \gamma} &= \frac{\Delta z_1 - \Delta z_0}{\delta\gamma}, \frac{\partial z}{\partial v_k} = \frac{\Delta z_2 - \Delta z_0}{\delta v_k}. \end{aligned} \tag{4}$$

Поправки к текущему профилю управления $\Delta\gamma$ и Δv_k вычисляются путем решения системы двух линейных уравнений

$$\begin{aligned} \Delta x_0 + \frac{\partial x}{\partial \gamma}\Delta\gamma + \frac{\partial x}{\partial v_k}\Delta v_k &= 0, \\ \Delta z_0 + \frac{\partial z}{\partial \gamma}\Delta\gamma + \frac{\partial z}{\partial v_k}\Delta v_k &= 0. \end{aligned} \tag{5}$$

Здесь Δx и Δz – соответственно продольный и боковой промахи при первом прогнозе.

После вычисления поправок $\Delta\gamma$ и Δv_k опорная зависимость корректируется, и аналогичная процедура повторяется на следующем шаге алгоритма управления. Таким образом реализуется *двухпараметрическое управление движением* (в отличие от *однопараметрического* управления, которое реализуется в рассмотренных ранее алгоритмах PredGuid и FNPEG).

При выполнении прогнозов движения на оставшейся части траектории интегрируется система обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс аппарата в гравитационном поле Земли при воздействии на него внешних аэродинамических сил. Угловое движение относительно центра масс моделируется приближенно. Предполагается, что угол атаки в любой момент времени соответствует нулевому аэродинамическому коэффициенту момента тангажа m_z, а угол скоростного

крена γ отслеживает профиль командной зависимости с учетом имеющихся ограничений на угловую скорость и угловое ускорение.

Такой подход к управлению подразумевает наличие в составе бортового программного обеспечения модели аэродинамических характеристик и модели земной атмосферы. В реальном полете параметры атмосферы и аэродинамических характеристик могут существенно отличаться от параметров моделей, реализованных на борту. Использование номинальных моделей без их корректировки в ходе полета может приводить к существенным ошибкам при прогнозировании и, как следствие, к недостаточной точности приведения спускаемого аппарата к требуемой точке посадки.

Основным возмущающим фактором при движении КА в атмосфере являются ошибки аэродинамических характеристик (АДХ), которые существенно влияют на точность приведения к месту посадки.

Вторым по значимости источником ошибок прогнозирования, как уже отмечалось, является модель возмущенной атмосферы для прогноза остающейся части траектории. В ТАУС-МС используются разные модели на участках первого и второго погружений КА в атмосферу. Возмущенная атмосфера в основном влияет на максимальную перегрузку.

Третьим по значимости фактором являются ошибки работы бортовой навигационной системы. При прогнозировании начальные условия для численного интегрирования уравнений движения формируются на основе данных навигации. В современных системах управления, как правило, используются автономные системы спутниковой навигации, основанные на приеме сигналов от навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS. В случае использования таких систем ошибки в определении текущего положения невелики и не превышают нескольких десятков метров. Однако при спуске в атмосфере Земли на высотах от 80 до 40 км аппарат окружен облаком плазмы, которое блокирует прохождение радиосигналов. В таких условиях использование спутниковой навигации становится невозможным и приходится использовать систему инерциальной навигации. При использовании инерциальной навигационной системы ошибки в определении текущего положения аппарата существенно больше, чем при использовании спутниковой навигации. Величины этих ошибок зависят от характеристик конкретных приборов. Наиболее критичной характеристикой является точность знания положения чувствительных осей акселерометров (а не сама ошибка положения). При погрешности ее знания в 5-10 угловых минут ошибки в определении текущей высоты могут достигать 2-3 км, что приводит к ухудшению точности приведения спускаемого аппарата к требуемой конечной точке.

Как уже отмечалось, модификация ТАУС-МС предусматривает использование алгоритмов ситуационной адаптации к реальным условиям полета. Эти алгоритмы предназначены для повышения точности прогноза и снижения максимальных перегрузок. Приведем их краткое описание.

Алгоритм определения фактического балансировочного угла атаки [15] основан на анализе динамики изменений истинного угла атаки на начальной фазе спуска, когда аппарат совершает колебания относительно фактического балансировочного угла атаки. Использование этого алгоритма позволяет определить поправку $\Delta\alpha_b$ к номинальному балансировочному углу атаки и, как следствие, уточнить аэродинамический коэффициент момента тангажа m_z и аэродинамическое качество. Одновременно учитываются ошибки АДХ и фактического положения центра масс КА.

Алгоритм уточнения относительной плотности атмосферы основан на сравнении измеренных компонент перегрузки с их расчетными значениями в предположении, что ранее была получена корректная оценка аэродинамического качества.

Алгоритм коррекции навигационной ошибки по высоте [15] применяется на участках полета, где невозможно использование спутниковой навигации (т.е. на высотах примерно от 80 до 40 км). Алгоритм основан на сравнении измеренного значения полной перегрузки с ее расчетным значением, которое вычисляется с учетом уточненных значений аэродинамического качества и относительной плотности атмосферы. В результате вычисляется высотная поправка Δh, которая используется при формировании начальных условий для бортового прогноза.

Алгоритмы регулирования уровня максимальной перегрузки [14] основаны на сравнении измеренной перегрузки и ее прогнозируемого значения на начальных участках первого и второго погружений спускаемого аппарата в атмосферу и последующей коррекции опорного профиля управления.

Используемые в ТАУС-МС алгоритмы позволяют разделить возмущения, вызванные разбросом аэродинамических характеристик, состоянием атмосферы и навигационными ошибками. Статистическое моделирование показало, что для траекторий возвращения от Луны с околопараболической скоростью и дальностью спуска около 10000 км при использовании ТАУС-МС точность приведения спускаемого аппарата в требуемую точку не превышает 3 км, а максимальные перегрузки не превышают 5.7g. При статистическом моделировании использована модель полного движения КА (центра масс и относительно центра масс), развернутые АДХ, модель работы бесплатформенной навигационной системы и модели всех возмущающих факторов (с нормальным и равномерным распределением ошибок), а также датчик псевдослучайных чисел для формирования набора возмущений. При статистическом моделировании все характеристики КА, включая их разбросы, соответствовали разрабатываемому в РКК «Энергия» им. С.П.Королева перспективному транспортному кораблю нового поколения «Орел» (прежнее название «Федерация»).

В настоящее время заявка на патент по ТАУС-МС принята к рассмотрению [17].

Заключение

Проведенный анализ позволяет отметить следующие общие тенденции, которые характерны как для отечественных, так и зарубежных работ по перспективным методам управления спуском.

1. Отказ от алгоритмов, основанных на управлении с помощью опорной фазовой траектории, и переход к алгоритмам, в которых используется терминальное управление. Рассматриваются как комбинированные алгоритмы, в которых терминальное управление используется лишь на финальной стадии полета, так и алгоритмы, полностью основанные на терминальном управлении.
2. Использование численного интегрирования уравнений движения вместо приближенных аналитических формул при прогнозировании оставшейся части траектории, что повышает гибкость управления.
3. Применение логики управления боковым движением с использованием прогноза конечной боковой дальности вместо допустимого коридора для бокового промаха. В ТАУС и его модификациях это достигается за счет двухпараметрического управления, а в последней модификации FNPEG – за счет анализа прогнозируемой боковой дальности при двух профилях управления с противоположными знаками угла крена.
4. Применение алгоритмов адаптации бортовой модели движения к фактическим возмущениям, действующим на аппарат в полете (ТАУС-МС, PredGuid).

Библиографический список

[1] Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988.

[2] Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985.

[3] Каменков Е.Ф. Маневрирование спускаемых аппаратов. Гиперболические скорости входа в атмосферу. М.: Машиностроение, 1983.

[4] Кудрявцев С.И. Комбинированное управление спуском орбитального пилотируемого корабля для высокоточной посадки возвращаемого аппарата на территории России. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук, 2018.

[5] Глазков А.Г., Ибрагимов К.З., Климин А.В., Трунов Ю.В., Хазан М.А., Хитрик М.С., Ярошевский В.А. Управление космическим аппаратом при входе в атмосферу // Космические исследования 1969, т. 7, № 2, с. 163-170.

[6] Morth R. Reentry Guidance for Apollo. – 2-nd IFAC Symposium on Automatic Control in Space, 1967, preprint.

[7] Groves C.A., Harpold J.C. Reentry Targeting Philosophy and Flight Results from Apollo 10 and 11. – AIAA Paper No. 28, 1970.

[8] Pavlovsky J.E., St.Leger L.G. Apollo Experience Report-Thermal Protection Subsystem.–NASA Technical Note NASA TN D-7564, 1974.

[9] Rea J.R., Putnam Z.R. A Comparison of Two Skip Entry Guidance Algorithms. AIAA-2007-6424, 2007.

[10] Ping Lu, Christopher W. Brunner, Susan J. Stachowiak, Gavin F. Mendeck, Michael A. Tigges and Christopher J. Cerimele Verification of a Fully Numerical Entry Guidance Algorithm // Journal of Guidance Control and Dynamics July 2016 40(2):1-18 DOI: 10.2514/1.G000327.

[11] Hoelscher, B. R. Orion Entry, Descent, and Landing Simulation // AIAA Paper 2007-6428, Aug., 2007.

[12] Терминальный алгоритм управления спуском с околоземной орбиты для посадки КА в заданном районе / Ю.Г.Сихарулидзе [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 46. 27 с. doi:10.20948/prepr-2018-46 URL: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-46.

[13] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г. Модификация терминального алгоритма управления спуском при возвращении от Луны применительно к “усиленным” возмущениям // Космические исследования, 2020, том 58, № 2, с. 149-164.

[14] Алгоритм ограничения перегрузки на рикошетирующей траектории возвращения от Луны / А.С. Самотохин // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2020. № 86. 21 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2020-86 http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2020-86.

[15] Самотохин А.С. Определение балансировочного угла атаки и высотной поправки в алгоритме ТАУС-МС // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2020. № 108. 20 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2020-108.

[16] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.

[17] ФИПС 2020132841/11(059862) от 30.11.2020 Уведомление о положительном результате формальной экспертизы заявки на изобретение.