

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

Препринты ИПМ • Препринт № 55 за 2019 г.



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

### Корчагин А. Н.

Модификация управления в конце первого погружения на рикошетирующей траектории возвращения от Луны

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Корчагин А. Н. Модификация управления в конце первого погружения на рикошетирующей траектории возвращения от Луны // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2019. № 55. 20 с. doi:10.20948/prepr-2019-55
URL: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2019-55

# Ордена Ленина ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ имени М.В.Келдыша Российской академии наук

# А.Н. Корчагин

# Модификация управления в конце первого погружения на рикошетирующей траектории возвращения от Луны

#### Корчагин А.Н

# Модификация управления в конце первого погружения на рикошетирующей траектории возвращения от Луны

Рассматривается задача управления спускаемым аппаратом (СА) при возвращении от Луны по рикошетирующей траектории. Предложена доработка терминального алгоритма управления спуском (модифицированного) — ТАУС-М, позволяющая обеспечить двухпараметрическое управление на всем участке первого погружения СА в атмосферу Земли для большинства возмущенных траекторий. Статистическими испытаниями 1000 возмущенных траекторий подтверждена эффективность этой доработки.

*Ключевые слова*: возвращение от Луны, рикошетирующая траектория, терминальный алгоритм управления, спускаемый аппарат.

### Andrey Nikolaevich Korchagin

# Modification of Guidance at the End of the First Entry for Skip Trajectory after Return from the Moon

The task of reentry vehicle (RV) guidance at the skip trajectory after return from the Moon is considered. Some modification of reentry terminal guidance algorithm (modified) – RTGA-M is suggested. It provides two-parametric guidance during the first reentry phase entire for majority of disturbed trajectories. By statistical test of 1000 disturbed trajectories was shown efficiency of the modification.

*Key words*: return from the Moon, skip trajectory, terminal guidance algorithm, reentry vehicle.

#### Оглавление

Исходная статистика возмущенных траекторий спуска	3
Доработанный алгоритм ТАУС-М	11
Статистические испытания доработанного алгоритма ТАУС-М	14
Выводы	20
Библиографический список	20

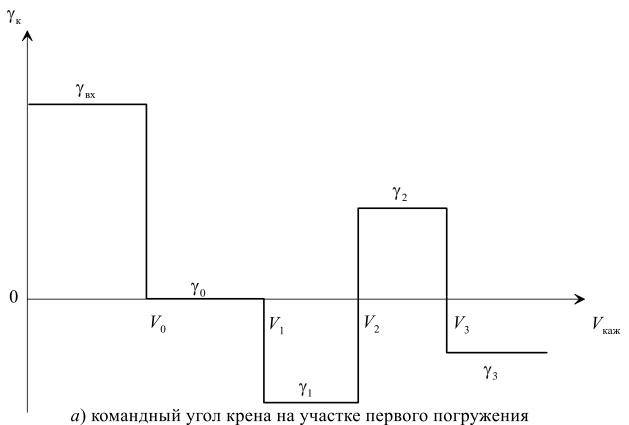
# Исходная статистика возмущенных траекторий спуска

Рассматривается двухпараметрическое управление рикошетирующей траекторией спускаемого аппарата после возвращения от Луны. Такое управление впервые было предложено в [1], а в настоящее время предлагается для разрабатываемого нового пилотируемого спускаемого аппарата (СА) «Федерация» (РКК «Энергия»). Терминальный алгоритм управления спуском (модифицированный) — ТАУС-М [2] предназначен для посадки в ограниченном районе на территории Российской Федерации (допустимый промах 4 км) с перегрузкой порядка 5-6g и ограничением расхода топлива на управление угловым движением. В работах [3, 4] показана эффективность ТАУС-М применительно к задачам возвращения с околоземной орбиты и от Луны.

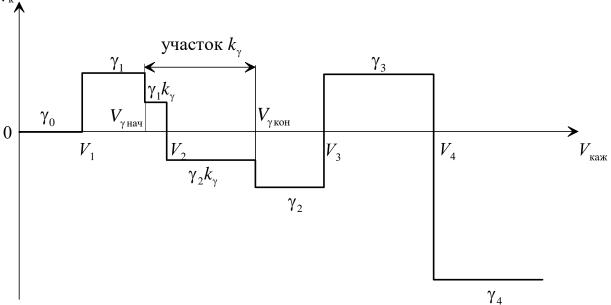
В исходной версии алгоритма ТАУС-М [4] после реализации второго (последнего) переворота по крену на участке первого погружения СА в атмосферу решается однопараметрическая задача с устранением продольного промаха, так как двухпараметрическая задача не может решаться из-за отсутствия переворота (рис. 1a). Уточняется единственный параметр управления ( $\gamma_3$ ).

После уточнения мелких неточностей в программе статистических ТАУС-М была пересчитана статистика 1000 траекторий для уточнения отправных данных («контрольная Результаты уточненных статистических испытаний приведены в табл. 1. Здесь T – суммарное время движения от точки первого входа CA в атмосферу до раскрытия парашюта, x — продольный промах, z — боковой промах в посадочной системе координат, r – отклонение от цели,  $\Delta h_{\kappa}$  – ошибка конечной высоты при раскрытии парашюта,  $N_{\text{но}}$  – суммарная длительность шагов коррекции (каждый длительностью 1 c) с отсутствием двухпараметрического решения,  $n_{\rm max}$  – максимальная перегрузка,  $m_{\text{топ}\Sigma}$  — суммарный расход топлива,  $m_{\text{топ}\nu}$  — расход топлива в канале крена,  $m_{\text{топ}\,\vartheta}$  — расход топлива в канале тангажа,  $m_{\text{топ}\psi}$  — расход топлива в канале рыскания,  $\theta$  – угол наклона траектории в конце движения,  $V_{\text{отн}}$ – относительная скорость в конце,  $V_{\text{каж}}$  – суммарная кажущаяся скорость,  $L_{\Sigma}$  – полная дальность по поверхности Земли от точки первого входа СА в атмосферу до конечной точки траектории.

На рис. 2 показаны конечные точки возмущенных траекторий спуска в посадочной системе координат Oxz. Видно, что 16 траекторий из 1000 имеют промах больше 4 км, что согласуется с полученными ранее статистическими оценками [4]. На рис. 3 приведены максимальные перегрузки  $n_{\rm max}$  в зависимости от кажущейся скорости  $V_n$  в момент их достижения. Самая большая перегрузка оказалась в варианте №60. Она реализуется на участке второго погружения и равна 8.1g. Для остальных 999 траекторий максимальная перегрузка не превышает 6.5g.



(первый участок)



б) командный угол крена на участке второго погружения (третий участок)

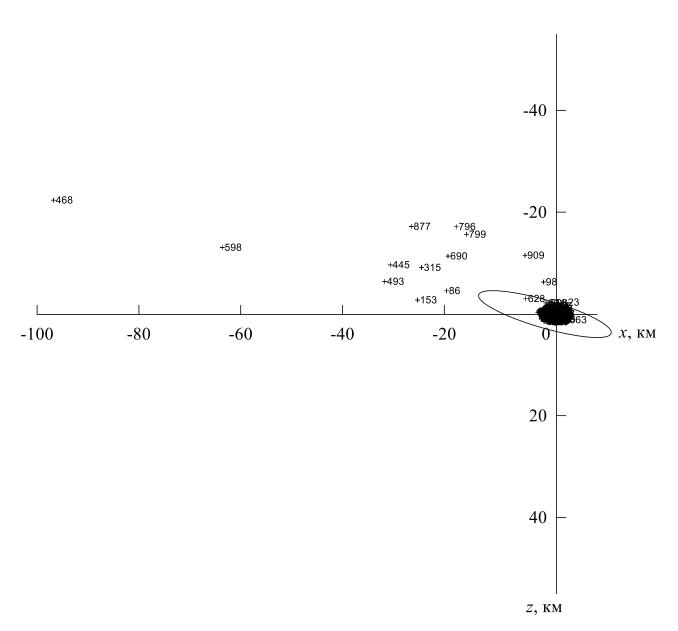
*Puc. 1.* Зависимости командных углов крена на атмосферных участках спуска при возвращении от Луны

Таблица 1 Результаты статистических испытаний 1000 траекторий с исходным алгоритмом ТАУС-М

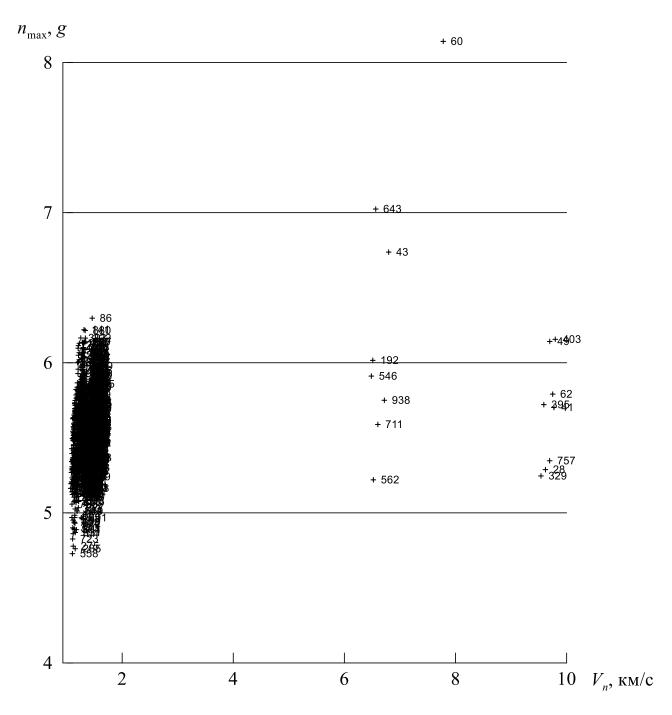
Параметры	MO	max	min	σ
<i>T</i> , c	1512	1584	1406	23
х, км	-0.229	4.172	-96.795	4.352
z, km	0.039	1.667	-22.357	1.534
r, KM	1.101	99.343	0.007	4.487
$\Delta h_{_{ m K}}$ , km	-0.001	0.036	-0.056	0.013
N <sub>нр</sub> , с	7	464	0	29
$n_{\text{max}}, g$	5.56	8.14	4.73	0.27
$m_{ ext{топ}\Sigma}$ , кг	155	223	65	20
$m_{ ext{топ}\gamma}$ , КГ	61	79	30	6
$m_{ ext{топ } 9}$ , КГ	38	69	16	11
$m_{ ext{топ}\psi}$ , кг	55	97	16	15
θ, град	-76.5	-58.7	-89.0	5.2
$V_{ m oth}$ , км/с	0.120	0.131	0.111	0.004
$V_{ m каж}$ , км/с	12.240	12.500	12.014	0.084
$L_{\Sigma}$ , км	9586	9589	9488	4

Расход топлива на работу управляющих двигателей (УД) в зависимости от промаха r дан на рис. 4. Во всех вариантах расход топлива не превышает 223 кг, что существенно меньше располагаемого запаса топлива.

Из статистических испытаний 1000 возмущенных траекторий с исходным управлением ТАУС-М следует, что максимальная перегрузка (8.1*g*) реализуется в возмущенном варианте №60 на участке второго погружения СА в атмосферу, а максимальный недолет (- 97 км) — в варианте №468 из-за вырождения двухпараметрического управления на участке второго погружения. Параметры траектории варианта №60 с исходным управлением ТАУС-М приведены на рис. 5. ТАУС-М «разменивает» прогнозируемый перелет на перегрузку, увеличивая командный угол крена до предельной величины ±170°. Параметры траектории варианта №468 с исходным управлением ТАУС-М приведены на рис. 6 (на втором погружении отсутствуют перевороты по крену, угол крена близок к нулю, что не позволяет устранять боковой промах).



 $Puc.\ 2.$  Конечные точки 1000 траекторий на высоте приведения 4.5 км ( исходный алгоритм ТАУС-М)



Puc. 3. Максимальные перегрузки в статистике 1000 траекторий (исходный алгоритм ТАУС-М)

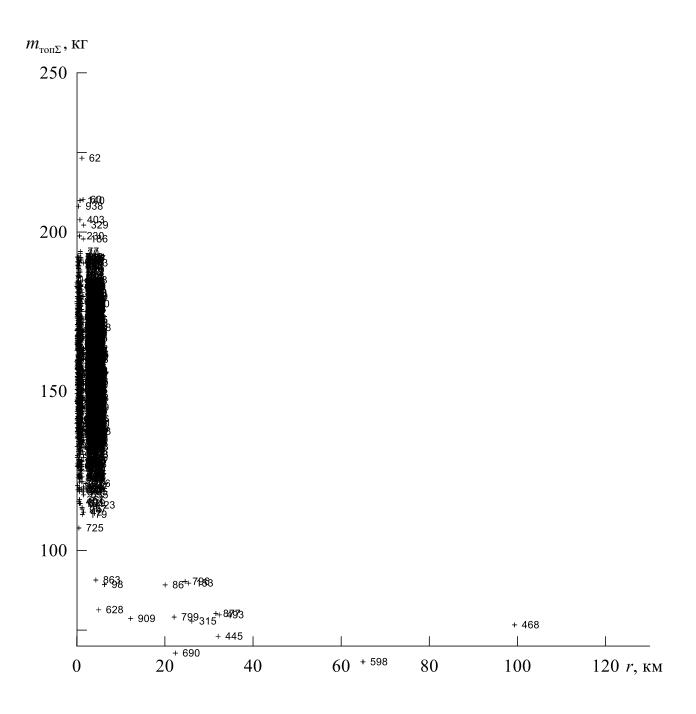
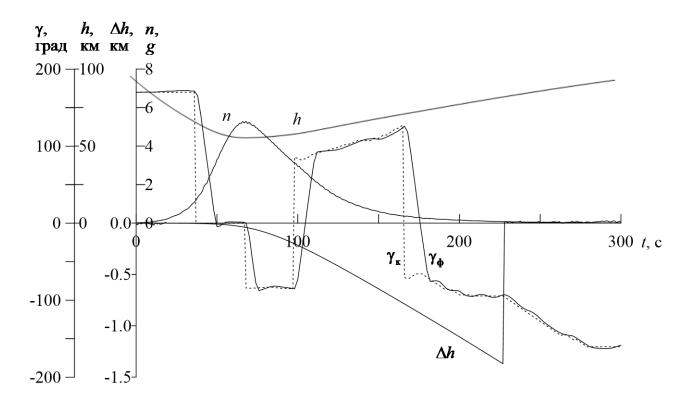


Рис. 4. Расход топлива на работу УД в статистике 1000 траекторий (исходный алгоритм ТАУС-М)



### а) участок первого погружеиния

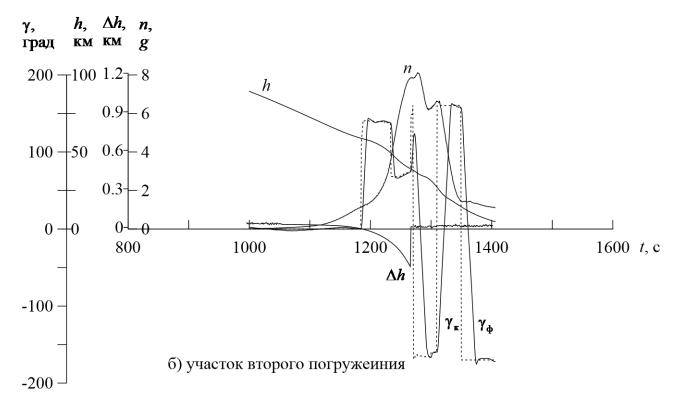
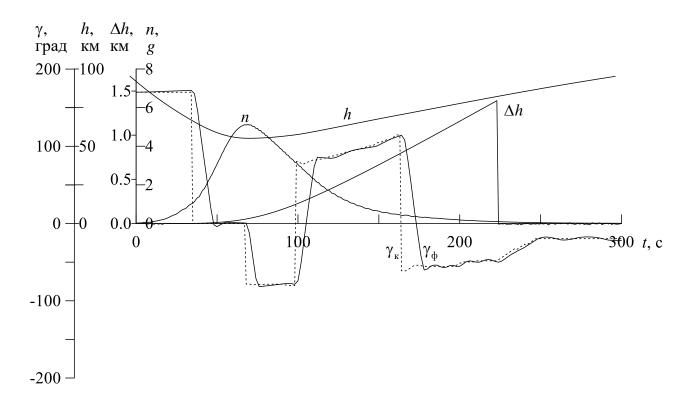


Рис. 5. Параметры траектории с исходным алгоритмом ТАУС-М (вариант №60)



# а) участок первого погруженния

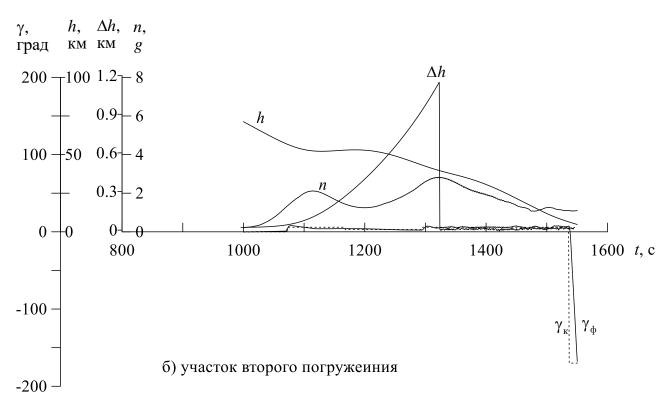


Рис. 6. Параметры траектории с исходным алгоритмом ТАУС-М (вариант №468)

# Доработанный алгоритм ТАУС-М

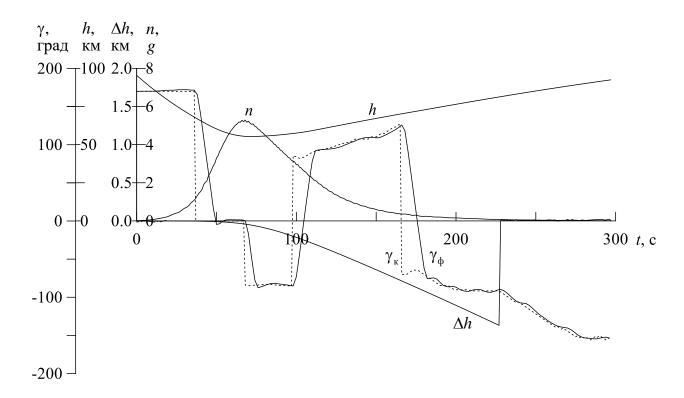
По существу, участок с однопараметрическим управлением по  $\gamma_3$  (рис. 1*a*) имеет место в конце первого погружения СА в атмосферу после выполнения двух запланированных переворотов по крену. Казалось бы, здесь перегрузка мала и эффективность управления существенно уменьшается. Однако из-за пологости траектории вблизи точки вылета и большой чувствительности дальности внеатмосферного (баллистического) участка к вариациям угла наклона траектории в точке вылета из атмосферы даже небольшое улучшение привести к существенному управления может изменению внеатмосферного участка и улучшению условий движения СА на участке погружения. Поэтому была второго исследована возможность двухпараметрического управления в конце траектории первого погружения (после второго переворота по крену).

В качестве двух параметров управления рассматриваются величина угла  $\gamma_3$  (рис. 1.*a*) и длительность участка  $\gamma_0$ =0 в начале второго погружения, т.е. величина кажущейся скорости отворота  $V_1$  на рис. 1*б*. Сохранение двухпараметрического управления в конце траектории первого погружения несущественно повлияло на величину командного угла  $\gamma_3$ , но этого оказалось достаточно для изменения траекторий движения в вариантах №60 и №468.

На рис. 7 показаны параметры траектории варианта №60 с алгоритмом ТАУС-М, в котором добавлен блок двухпараметрического управления в конце первого погружения. Видно, что командный угол крена  $\gamma_3$  поменялся несущественно (рис. 7a), но перегрузка на участке второго погружения изменилась существенно: вместо одного большого пика (8.1g) появились два меньших пика на уровне 6.6g (рис.  $7\delta$ ).

На рис. 8 показаны параметры траектории варианта №468 с алгоритмом ТАУС-М, в котором добавлен блок двухпараметрического управления в конце первого погружения. Видно, что в этом варианте доработка ТАУС-М не обеспечила уменьшение недолета, который даже несколько увеличился (от -97 км до -126 км), но это не столь важно, так как обе цифры выходят за пределы допустимого промаха (4 км) и снижают вероятность успешного приведения к месту посадки.

Заметим, что два переворота по крену на участке первого погружении СА в атмосферу и три переворота на участке второго погружения, как принято в алгоритме ТАУС-М, обеспечивают заданную точность приведения к месту посадки на дальность ~10000 км (порядка 4 км) с минимальным числом переворотов. Каждый дополнительный переворот по крену требует увеличения запаса топлива на работу УД. Принятое число переворотов является минимальным необходимым, что было показано статистическим моделированием с уменьшенным и увеличенным числом переворотов на обоих атмосферных участках.



#### а) участок первого погруженния

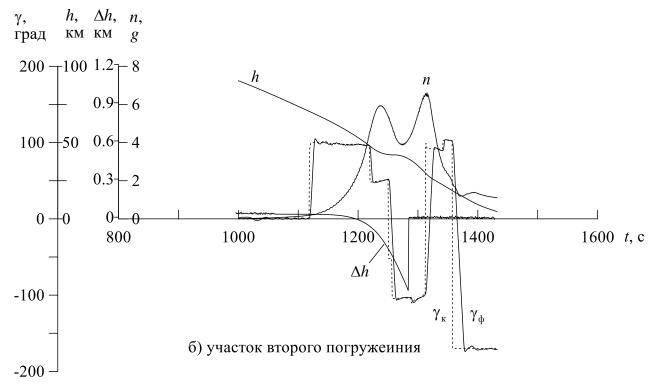
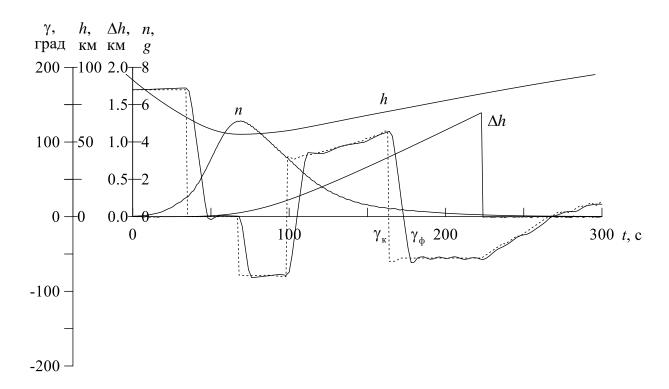


Рис. 7. Параметры траектории с доработанным алгоритмом ТАУС-М (вариант №60)



#### а) участок первого погруженния

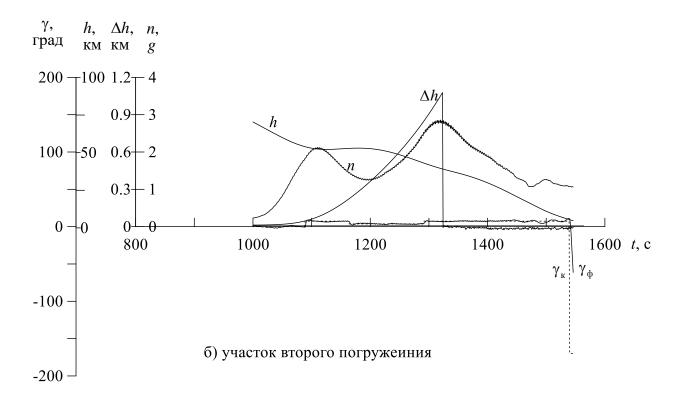


Рис. 8. Параметры траектории с доработанным алгоритмом ТАУС-М (вариант №468)

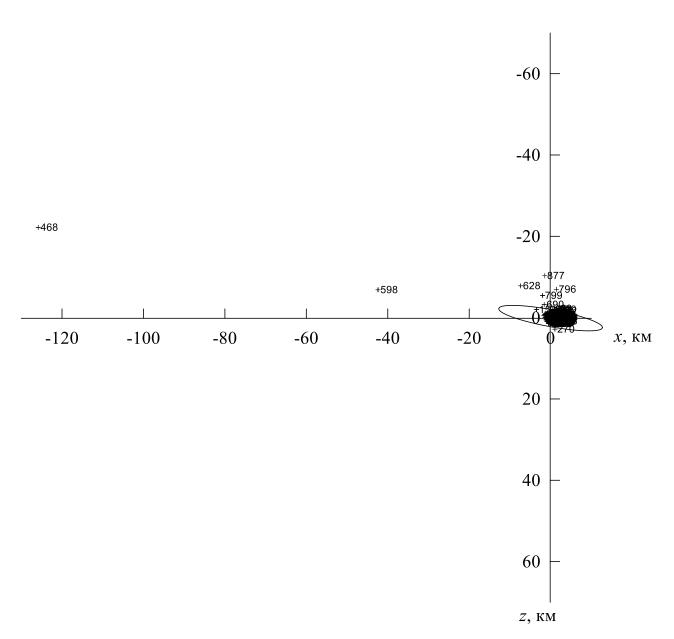
# Статистические испытания доработанного ТАУС-М

Для проверки эффективности доработанного алгоритма ТАУС-М с сохранением двухпараметрического управления на участке вылета при первом погружении были проведены статистические исследования 1000 возмущенных траекторий, результаты которых представлены в табл. 2 и на рис. 9-11.

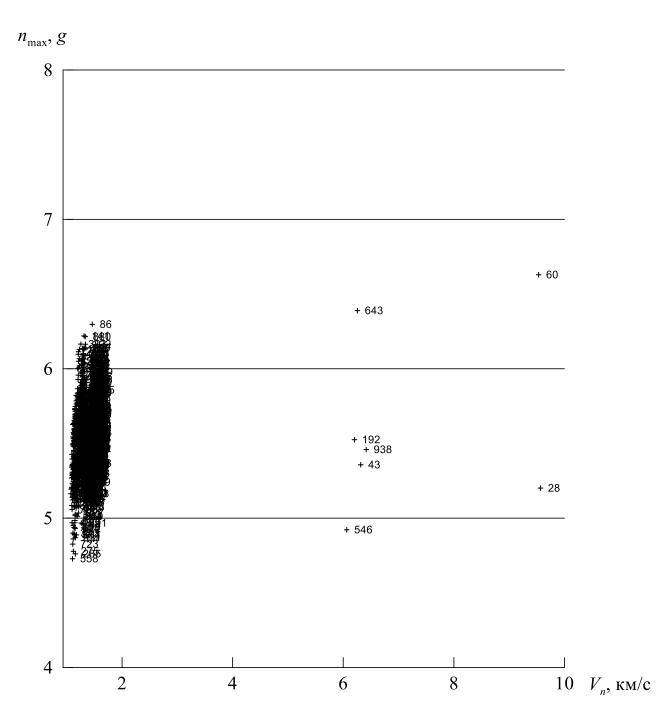
Таблица 2 Результаты статистических испытаний 1000 траекторий с доработанным алгоритмом ТАУС-М

Параметры	MO	max	min	σ
<i>T</i> , c	1513	1575	1432	19
х, км	-0.029	1.820	-125.837	4.249
z, km	0.120	2.841	-22.190	1.043
<i>r</i> , км	0.900	127.778	0.025	4.283
$\Delta h_{_{ m K}}$ , km	-0.002	0.041	-0.049	0.013
N <sub>нр</sub> , с	6	451	0	25
$n_{\text{max}}, g$	5.55	6.63	4.73	0.26
$m_{ ext{топ}\Sigma}$ , кг	155	218	76	18
$m_{ ext{топ}\gamma}$ , КГ	61	84	31	6
$m_{ ext{топ 9}}$ , кг	39	68	17	11
$m_{ ext{топ}\psi}$ , кг	55	97	18	14
θ, град	-76.7	-58.7	-89.7	5.3
$V_{ m oth}$ , км/с	0.120	0.131	0.111	0.004
$V_{ m каж}$ , км/с	2.242	12.497	12.016	0.085
$L_{\Sigma}$ , км	9585	9587	9459	4

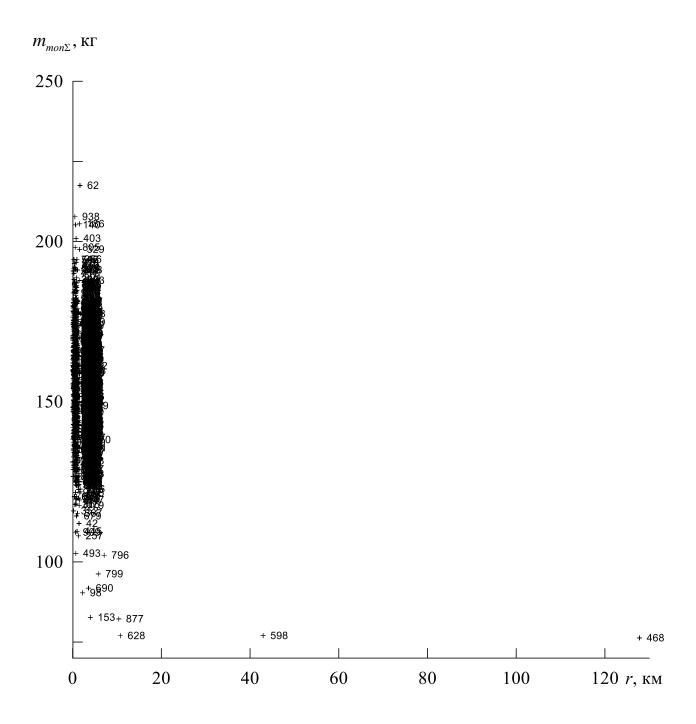
Статистические испытания 1000 возмущенных траекторий с доработанным алгоритмом ТАУС-М в части управления на конечном участке первого погружения показали следующее. Если с исходной версией ТАУС-М 16 траекторий из 1000 имели недолет больше 4 км, то с доработанной версией только 8 траекторий имеют недолет больше 4 км. С исходной версией максимальная перегрузка была в варианте  $\mathbb{N}$  60 на уровне 8.1g, а с доработанной версией максимальная перегрузка также реализовалась в варианте  $\mathbb{N}$ 60, но ее величина снизилась до 6.6g (табл. 2). Максимальный расход топлива (вариант  $\mathbb{N}$  62) снизился с 223 кг до 218 кг.



*Рис. 9.* Конечные точки 1000 траекторий на высоте приведения 4.5 км (доработанный алгоритм ТАУС-М)



Puc. 10. Максимальные перегрузки в статистике 1000 траекторий (доработанный алгоритм ТАУС-М)



 $Puc.\ 11$ . Расход топлива на работу УД в статистике 1000 траекторий (доработанный алгоритм ТАУС-М)

Полученные результаты статистических испытаний подтверждают целесообразность доработки алгоритма управления ТАУС-М с сохранением двухпараметрического управления на участке первого погружения в атмосферу после второго переворота СА.

Дополнительный анализ «плохого» варианта №468 с большим недолетом показал следующее. На участке спуска СА до точки рикошетирования (рис. 12) относительное аэродинамическое качество порядка  $\tilde{k} \approx 0.9$  (т.е. фактическое аэродинамическое качество на 10% меньше номинального). Относительная плотность  $\xi = \rho_{\text{фак}}/\rho_{\text{см}}$  уменьшается от 1.05 до 0.8 ( $\rho_{\text{фак}}$  — фактическая плотность атмосферы,  $\rho_{cm}$  – среднемесячная плотность). Казалось бы, при столь несущественных возмущениях не должен был возникать столь существенный недолет (-126 км), но к указанным возмущениям добавилась навигационной высоты  $\Delta h = h_{ ext{\tiny HaB}} - h_{ ext{\tiny фак}}$  ( $h_{ ext{\tiny HaB}}$  – навигационная высота,  $h_{ ext{\tiny фак}}$  – фактическая высота). В конце первого погружения СА в атмосферу (на высоте 80 км, где доступны измерения аппаратуры спутниковой навигации – АСН) ошибка  $\Delta h$ =+1.4 км. На втором погружении при выходе CA из плазмы (высота 40 км) имеем  $\Delta h$ =+1.1 км. Большая положительная ошибка  $\Delta h$  явилась основной причиной большого недолета. ТАУС-М «думает», что СА имеет большую высоту и соответствующий запас энергии, а на самом деле этого запаса нет. Совокупное действие всех возмущающих факторов явилось причиной вырождения управления на участке второго погружения в атмосферу и в итоге породило большой недолет.

В целом доработка алгоритма ТАУС-М не обеспечивает радикальных преимуществ по сравнению с исходным вариантом (без сохранения двухпараметрического управления до конца первого погружения), но позволяет уменьшить вдвое число траекторий с недолетом (от 16 до 8 из 1000) и тем самым повышает надежность приведения СА к месту посадки, дает снижение максимальной перегрузки (от 8.1g до 6.6g), позволяет снизить максимальный расход топлива (с 223 кг до 218 кг). Поэтому доработку ТАУС-М, обеспечивающую сохранение двухпараметрического управления вплоть до конца первого погружения СА в атмосферу, следует признать целесообразной.

На рис. 12  $\tilde{k}_{0\text{cp}}$  – это «очищенное» от колебательной составляющей и осредненное по всем измерениям относительное аэродинамическое качество (отношение фактического аэродинамического качества к номинальному).

Установлено, что используемый для прогнозных аэродинамических характеристик (АДХ) поправочный коэффициент момента тангажа  $\Delta m_z$ =-0.004 [4] не обеспечивает на отдельных траекториях достаточного запаса энергии для гарантированного парирования действующих возмущений. Этот коэффициент ухудшает прогнозные АДХ и тем самым позволяет создать запас энергии на случай «плохих» случайных аэродинамических и центровочных ошибок в рамках согласованной модели возмущений. Поэтому представляется целесообразным дальнейшее улучшение блока адаптации в составе ТАУС-М.

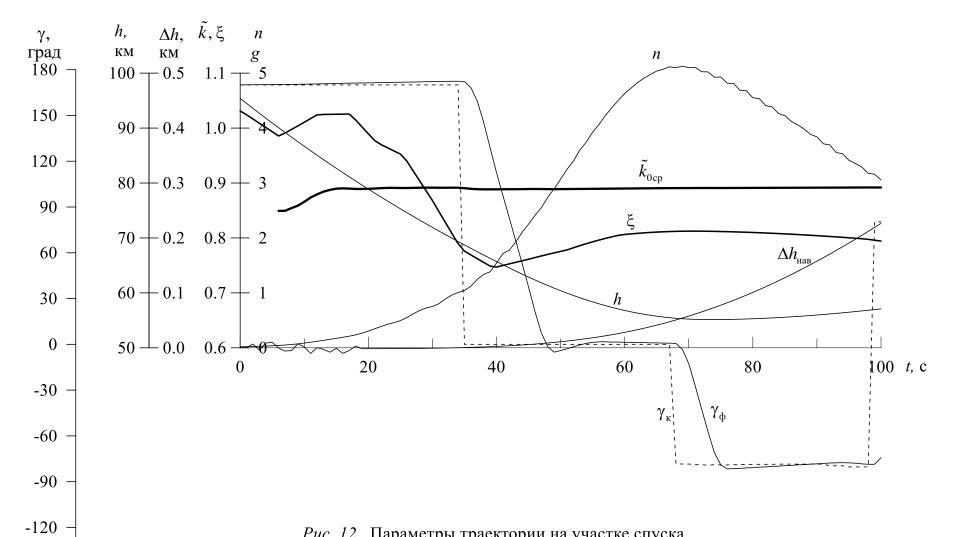


Рис. 12. Параметры траектории на участке спуска до точки рикошетирования (вариант №468)

-150 -

-180 -

#### Выводы

- 1. Рассмотрена доработка исходной версии алгоритма ТАУС-М с целью сохранения двухпараметрического управления в конце участка первого погружения СА в атмосферу (после выполнения второго запланированного переворота по крену на участке первого погружения).
- 2. Статистическими испытаниями 1000 возмущенных траекторий показано, что предложенная доработка обеспечивает снижение числа недолетных траекторий (с недолетом больше 4 км) от 16 до 8, снижение максимальной перегрузки от 8.1g до 6.5g и снижение максимального расхода топлива от 223 кг до 218 кг.
- 3. Проанализированы отдельные недолетные траектории и показано, что недолеты порождаются неблагоприятным сочетанием возмущающих факторов: пониженным аэродинамическим качеством СА, повышенной плотностью атмосферы и большой навигационной ошибкой по высоте.

## Библиографический список

- [1] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
- [2] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обеспечение посадки спускаемого аппарата на космодром «Восточный» после возвращения от Луны // Изв. РАН. ТиСУ. 2014. №6. С. 136-152.
- [3] 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 с околоземной орбиты применительно к «усиленным» возмущениям // Космич. исслед. 2019. Т. 57. № 3. С. 199–211.
- [4] C.H., Климанов С.И., Корчагин A.H., Микрин Е.А., Α.Γ. Сихарулидзе Ю.Г., Тучин Модификация Самотохин А.С., терминального алгоритма управления спуском при возвращении от Луны применительно к «усиленным» возмущениям // Космич. исслед. 2019. Т. 57 (в печати).