



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

Препринты ИПМ • Препринт № 1 за 2026 г.

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

Б.И. Жуков, А.С. Самотохин

Работы по созданию и  
тестированию алгоритмов  
управления системой  
«Энергия-Буран» на  
атмосферном участке полета

Статья доступна по лицензии  
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Жуков Б.И., Самотохин А.С. Работы по созданию и тестированию алгоритмов управления системой «Энергия-Буран» на атмосферном участке полета // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2026. № 1. 32 с. EDN: [WIXGIU](https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2026-1)  
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2026-1>

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

**Б.И. Жуков, А.С. Самотохин**

**Работы по созданию и тестированию  
алгоритмов управления системой  
«Энергия-Буран» на атмосферном  
участке полета**

**Москва — 2026**

**Жуков Б.И., Самотохин А.С.**

**Работы по созданию и тестированию алгоритмов управления системой «Энергия-Буран» на атмосферном участке полета**

Приведен обзор работ, которые выполнялись в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша при создании и отработке алгоритмов управления движением многоразовой транспортной космической системы «Энергия-Буран» на атмосферном участке полета.

**Ключевые слова:** алгоритм управления, оптимальное управление, спуск в атмосфере

**Boris Ilyich Zhukov, Alexander Sergeevich Samotokhin**

**Development and testing control algorithms for the «Energia-Buran» system in the atmospheric phase of flight.**

This article provides an overview of the work carried out at the Keldysh Institute of Applied Mathematics to develop and refine motion control algorithms for the Reusable Space Transportation System Energia-Buran during the atmospheric phase of flight.

**Key words:** control algorithms, optimal control, atmospheric reentry

## **Оглавление**

Введение .....	3
Анализ военных возможностей системы «Спейс Шаттл» (1976-1982 гг.) .....	3
Маневр возврата (1982-1983 г.).....	10
Начало работ по «Бурану» (1983 г.) .....	16
Аэродинамика (1983-1988 гг.).....	18
Системы навигации (1983-88 гг.).....	19
Алгоритмы управления движением (1983-1988 гг.) .....	22
Визуальная проверка бортовых программ (1985-88 гг.) .....	25
Прогнозирование в реальном времени (1985-88 гг.) .....	27
Полет «Бурана» (1988 г.) .....	29
Заключение.....	31
Библиографический список.....	32

## **Введение**

Многоразовая транспортная ракетно-космическая система «Энергия-Буран» была уникальным проектом в истории отечественной космонавтики как с точки зрения энергетических возможностей, так и по сложности алгоритмов управления движением. Хотя с момента первого и единственного полета «Бурана» в 1988 году прошло уже много лет, интерес к этому проекту сохраняется до настоящего времени как среди специалистов в области ракетно-космической техники, так и среди широкой публики.

Но, к сожалению, довольно часто приходится сталкиваться с суждениями, которые имеют мало общего с тем, что было в реальности, как в процессе разработки этой системы, так и при выполнении самого полета. Иногда такие суждения основаны на слухах и сплетнях, исходящих от людей, которые никакого участия в этих работах не принимали.

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР входил в число организаций, принимавших непосредственное участие в разработке системы «Энергия-Буран». В настоящей публикации мы не ставим целью привести полный обзор всех работ, которые выполнялись в стенах Института в рамках этого проекта. Мы ограничимся перечнем только тех задач, в которых авторы настоящего препринта принимали личное участие, работая в группе, возглавляемой доктором технических наук, профессором Юрием Георгиевичем Сихарулидзе.

Материалы, изложенные в препринте, докладывались 18 июня 2025 г. на семинаре «Механика и управление движением космических аппаратов».

## **Анализ военных возможностей системы «Спейс Шаттл» (1976-1982 гг.)**

В 1975-76 гг. в отделе Д.Е. Охоцимского был проведен анализ возможного военного применения американского орбитального корабля «Спейс Шаттл». Хотя эта работа не имела непосредственного отношения к системе «Энергия-Буран», она наделала в своё время довольно много шума, а ее результаты обсуждаются до настоящего времени.

Поскольку долгое время результаты этого анализа были закрыты, то разговоры о них циркулировали, главным образом, на уровне слухов. Так, например, несколько лет назад в Интернете озвучивалась версия о некоем «письме Сихарулидзе». Отчет об этом исследовании в настоящее время рассекречен и был выложен в сеть Интернет российским журналистом П.С. Шубиным в 2019 году. Это, в свою очередь, породило новую волну обсуждений. Но обо всем по порядку.

В 2017 году Ю.Г. Сихарулидзе опубликовал свои воспоминания [1]. Далее мы будем ссылаться на его книгу, а также на сам текст отчета.

Вот как в [1] описано начало этих работ.

*«После того как в начале 1975 года я защитил докторскую диссертацию, Д.Е. [Охоцимский] предложил мне заняться «разгадкой» назначения новой американской многоразовой системы «Спейс шатл» (Space Shuttle), или космического челнока.*

...

*К этому моменту у меня накопился большой объем информации по «Спейс шатлу», и по совету Д.Е. я засел за его критический анализ. Как следовало из моего общения с коллегами в промышленных организациях, основной вопрос формулировался следующим образом: «Для каких целей американцы хотят вывести на орбиту полезную нагрузку массой 29.5 т при габаритах 4.6×18.3 м?».*

В своем анализе Ю.Г. Сихарулидзе обратил внимание на то, что беспрецедентное требование о боковом маневре в 2000 км исходило не от НАСА, а от Министерства обороны США. Кроме того, было показано, что энергетические характеристики системы «Спейс шатл» определяются полезной нагрузкой массой 14.5 т на западной орбите с наклоном 104°, а не полезной нагрузкой 29.5 т на восточной орбите с наклоном 28.5°. Результаты анализа были оформлены в виде отчета, титульная страница которого приведена на рис. 1. Далее для краткости будем называть этот отчет «отчетом ИПМ».

Основные выводы в упомянутом отчете были сформулированы следующим образом (дословная цитата).

*«1. Энергетика многоразовой космической транспортной системы определяется выводением полезной нагрузки массой 14,5 тонн на круговую орбиту высотой 200 км и наклоном 104°. С такой полезной нагрузкой КС (космический самолет) может совершить посадку на аэродром, произведя боковой маневр на дальность до 2040 км. Максимальная масса выводимой полезной нагрузки при запуске на восток составляет 29,5 т.*

*2. Диапазон объявленных азимутов запуска с базы ВВС Ванденберг обеспечивает возможность достижения на первом витке всей территории от западных границ ГДР и Чехословакии до восточных границ СССР.*

*3. Преимущество КС с большим аэродинамическим качеством по сравнению с обычными ракетно-космическими средствами проявляется только при движении в атмосфере.*

*4. КС может быть использован в качестве орбитального бомбардировщика или разведчика, обеспечивающего эффективное решение поставленной военной задачи на первом витке. Скрытность, внезапность и скоротечность маневра существенно затрудняют противодействие.*

*5. В варианте орбитального бомбардировщика КС может применяться для поражения крупных административных и военно-промышленных комплексов, внезапное уничтожение которых дает существенное преимущество нападающей стороне.»*

Было отмечено, что полезные нагрузки военного назначения планировалось выводить на орбиту, в основном, с космодрома базы ВВС Ванденберг. Диапазон

допустимых азимутов выведения должен был составлять  $140\text{-}201^\circ$ , при этом наклона получающихся орбит изменялись от  $56^\circ$  до  $104^\circ$ . На рис. 2 приведена карта из отчета, которая иллюстрировала эти положения.

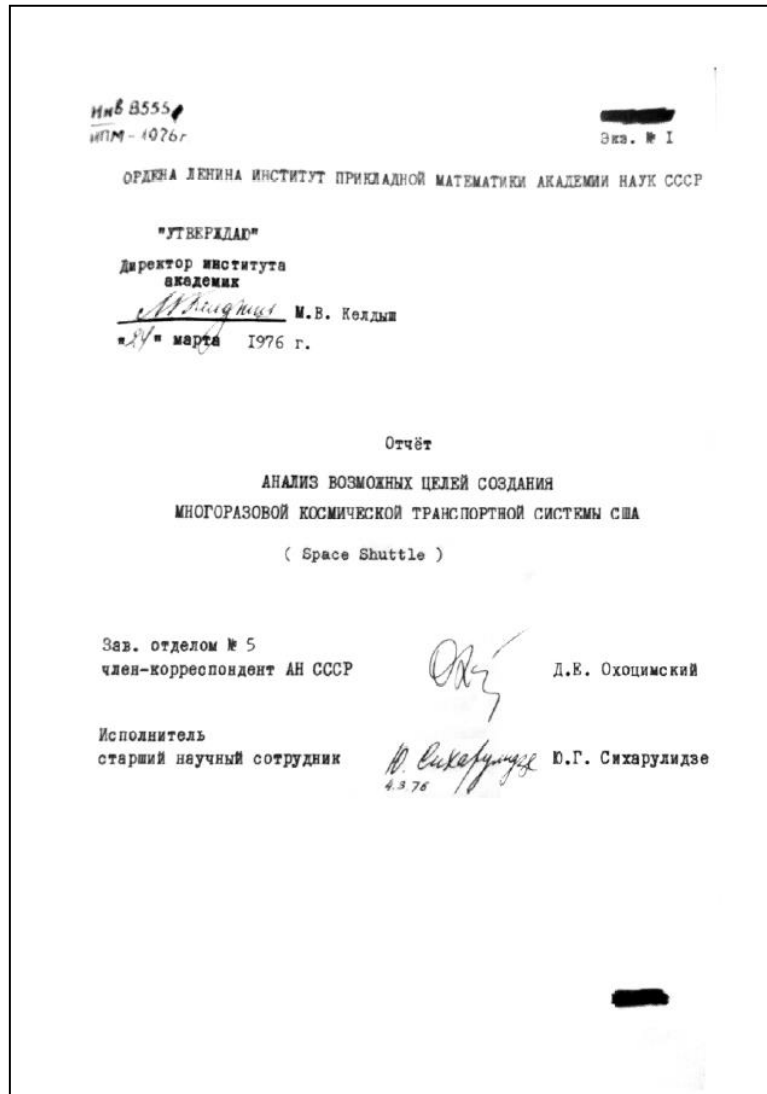


Рис. 1. Титульная страница отчета 1976 г.

Результаты выполненного анализа были доложены М.В. Келдышу. Вот как вспоминает об этом Ю.Г. Сихарулидзе [1].

*«Д.Е. [Охоцимский] был очень доволен результатами проведенного анализа, которые мы оформили в виде отчета. Он решил, что настало время доложить результаты директору Института М.В. Келдышу. Поначалу директор не очень-то охотно шел на этот разговор и даже ограничил время сообщения тридцатью минутами. Как потом оказалось, обсуждение работы заняло два с половиной часа.»*

*Мы пришли в «усиленном» составе: Д.Е. [Охоцимский], А.К. Платонов, М.Я. Маров и я. Директор слушал очень внимательно, изредка перебивал докладчика вопросами, требуя пояснений, чтобы детально вникнуть в*

сущность излагаемого. В процессе сообщения он изредка поговаривал: «Да, это правильно!».

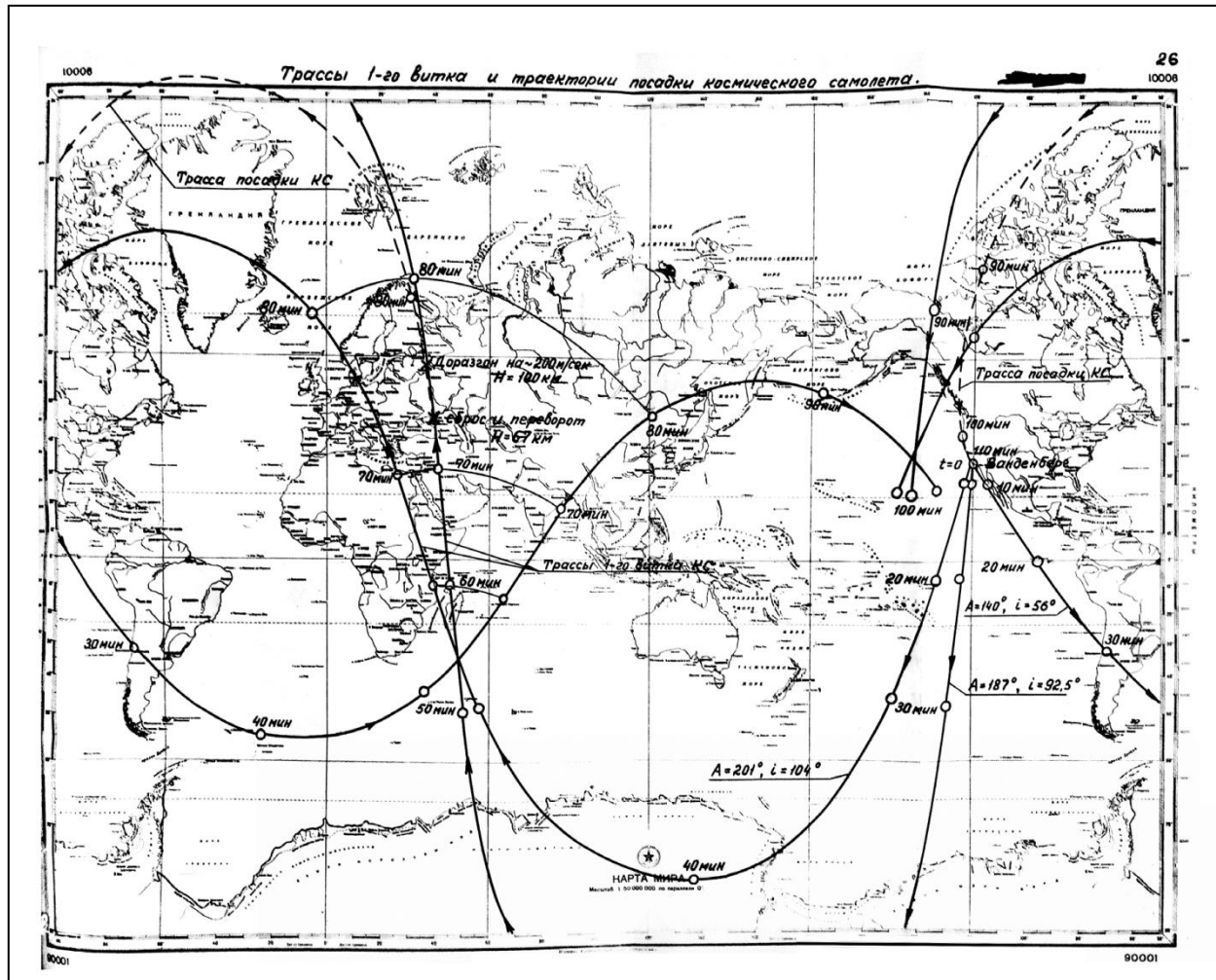


Рис. 2. Трассы первого витка «Спейс Шаттл» при запуске с базы ВВС Ванденберг

По результатам состоявшегося обсуждения М.В. Келдыш принял решение об утверждении отчета и его рассылке в вышестоящие инстанции вплоть до ЦК КПСС. Таким образом, никакого «письма Сихарулидзе» не существовало. Это не было частной инициативой одного конкретного человека. Был официальный отчет, утвержденный директором Института и одобренный специалистами очень высокого уровня.

С обсуждаемым отчетом связана еще одна легенда. Некоторые комментаторы утверждают, что решение о начале разработки системы «Энергия-Буран» было принято под влиянием военных возможностей американской системы и что не последнюю роль тут сыграл отчет ИПМ. Но это не более чем легенда. Попробуем объяснить, на чем эта легенда основана.

Первые упоминания об анализе военных возможностей «Спейс Шаттл», выполненном в ИПМ, стали появляться в открытой печати в конце девяностых

годов. В частности, об этом писали Б.Е. Черток [2] и Б.И. Губанов [3]. Однако говорилось об этом вскользь, без особых подробностей и без указания периода времени, когда выполнялись эти работы. В качестве примера приведем дословную цитату из [2].

*«После того как американцы официально опубликовали основные параметры, некие молодые и ретивые ребята из Института прикладной математики (ИПМ) просчитали возможные орбиты «Спейс шаттла» с учетом возможного аэродинамического маневра в атмосфере на 2000 километров в сторону от баллистической орбиты. Они перепугали Келдыша. Келдыш доложил Устинову, а затем и Брежневу. Получалось, что мирно летающий вдали от наших границ «Спейс шаттл», усыпив бдительность ПРО и ПВО, может внезапно сделать маневр — «рывок на север» и, пролетая над Москвой, уронить на нее термоядерную бомбу весом до 25 тонн и мощностью взрыва не менее 25 мегатонн.*

*Я недавно имел случай присутствовать на совещании, где обсуждался вопрос о том, стоит ли нам вообще делать МКТС в американском варианте. Валентин Петрович [Глушко] на этом совещании высказался в том смысле, что эта работа отнимет у нас столько сил, что лунные программы будут нереальными. Он сказал также, что опасается за досовское направление.*

*На это Келдыш возразил, что США после ввода в эксплуатацию «Спейс шаттла» могут получить решающее военное преимущество в плане нанесения превентивного ядерного удара по жизненно важным объектам на территории нашей страны. А раз так, то, хотим мы или нет, нас заставят разрабатывать аналогичную систему.»*

В результате у читателя складывалось впечатление, что решение о разработке системы «Энергия-Буран» принималось по инициативе М.В. Келдыша и на основе отчета ИПМ, о котором речь шла выше. Но это не так.

На рис. 3 приведена первая страница Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР о начале работ по созданию системы «Энергия-Буран». Полный текст этого Постановления был впервые опубликован в открытой печати в книге [4] в 2004 году. Мы же приводим только первую страницу. Это Постановление датировано 17 февраля 1976 г. Отчет ИПМ был выпущен 24 марта того же года. То есть уже после того, как это Постановление было принято.

Вплоть до 2019 года, когда П.С. Шубин поместил отчет ИПМ в сети Интернет, все суждения о нем были основаны на слухах или же мемуарах отдельных людей. Публикация же отчета вызвала его активное обсуждение и шквал критики в адрес специалистов, выполнявших эту работу. Причем не только в России, но и за рубежом. Но, к сожалению, эта критика далеко не всегда, по нашему мнению, носит корректный и обоснованный характер.

В качестве примера рассмотрим американское Интернет-издание The Space Review, которое после публикации отчета ИПМ в сети посвятило этой теме три



могла из-за своих характеристик. Выше были приведены выводы из отчета ИПМ. Там нигде не утверждается, что «будет применяться». Используются обороты «может применяться», «может быть использован». Как говорится, почувствуйте разницу.

Еще одна цитата.

*«В качестве дальнейшего подтверждения предполагаемых сценариев миссии Охоцимский и Сихарулидзе сослались на два профиля миссии, изученных NASA и обозначенных как 3А и 3В (утверждается, что это два из всего четырех типичных профилей полета, изученных NASA). Оба они были одноорбитальными миссиями, первая предполагала доставку 14,5-тонного полезного груза на полярную орбиту и посадку с 11,3-тонным полезным грузом, а вторая — возвращение 11,3-тонного полезного груза с 185-километровой орбиты с наклоном 104 градуса. Охоцимский и Сихарулидзе добавили, что траектория типа 3А проведет Шаттл над Москвой.*

...

*Как они пришли к такому выводу о миссии 3А, озадачивает. С его наклоном в 104 градуса он не пролетал над Советским Союзом.»*

Легко видеть, что авторы статьи противоречат сами себе. В первом процитированном абзаце они сами утверждают, что миссия 3А подразумевает полярную орбиту (наклонение этой орбиты  $92.5^\circ$ , см. рис. 2), а миссия 3В — орбиту с обратным наклоном в  $104^\circ$ . А во втором абзаце утверждают, что наклонение  $104^\circ$  относится к миссии 3А. Имеет место, как минимум, явная небрежность. Разумеется, авторы отчета ИПМ в силу своей квалификации не могли допустить столь грубой ошибки. Достаточно посмотреть на рис. 2, на котором приведены трассы этих миссий.

Наконец, крайне негативное впечатление оставляют попытки авторов Space Review приписать Э.Л. Акиму и Ю.Г. Сихарулидзе то, чего они никогда не утверждали. Вот как это было подано американскими авторами.

*«Хотя Сихарулидзе и Аким прямо не заявляют, что доклад напрямую привёл к решению о «Буране», они, по всей видимости, намекают на обратное. Ни по умыслу, ни по незнанию ни один из них не упоминает указ о «Буране» от февраля 1976 года, предшествовавший докладу. Можно лишь предположить, что они пытались приукрасить значение доклада или же что их восприятие было искажено рассказами, услышанными позже.»*

Мы многие годы работали вместе с Э.Л. Акимом и Ю.Г. Сихарулидзе. Ни один из них никогда не заявлял, что отчет ИПМ привел к решению о начале работ по «Энергии-Бурану». Изложенные выше предположения авторов статьи о некоторых намеках являются очевидной выдумкой, не имеющей под собой никаких оснований.

С момента выпуска отчета ИПМ прошло почти 50 лет. Люди делали свою работу в обстановке того времени, располагая той информацией и той вычислительной техникой, которая у них тогда была. Не стоит забывать и о холодной войне, и о противостоянии двух сверхдержав. Оценивать результаты

этой работы с позиций наших дней, когда известно, что стартовый комплекс на Ванденберге так и не был построен (по некоторым данным, работы там были свернуты после катастрофы «Челленджера» в 1986 г.), по нашему мнению, не очень почтенное занятие.

Как бы ни оценивали эту работу современные комментаторы, нам бы хотелось обратить внимание на два несомненных факта.

Во-первых, миссии 3А и 3В прорабатывались, как минимум, с 1973 г. [8]. Не скрывалось, что это военные миссии в интересах ВВС США. Если предположить, что изложенная в отчете ИПМ гипотеза неверна, то тогда должно существовать альтернативное объяснение: для решения каких военных задач потребовались такие миссии? А именно, одновитковая суборбитальная траектория с беспрецедентным боковым маневром около 2000 км. Однако до настоящего времени нам не довелось увидеть такого объяснения.

Во-вторых, как уже отмечалось выше, выводы, изложенные в отчете ИПМ, базировались не на субъективном мнении отдельных экспертов, пусть даже и очень высокой квалификации, а были подкреплены детальными расчетами. Более того, отчет 1976 г. был первым, но не единственным отчетом по этой тематике. Подобные работы продолжались вплоть до 1982 г. При этом использовались уточненные модели аэродинамики и атмосферы, анализировались различные сценарии отделения боеголовки от орбитального корабля (в том числе с использованием двигателей на боеголовке, т.н. «факельное отделение»), рассматривались возможности противоракетной обороны (ПРО) и системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН). В 1976 г., когда был выпущен первый отчет, авторы настоящего препринта были еще студентами и, конечно же, ничего не знали об этих работах. Однако в подготовке последнего отчета в 1982 г. одному из авторов довелось принять непосредственное участие.

## **Маневр возврата (1982-1983 г.)**

Исследование энергетических возможностей ракеты-носителя (РН) «Энергия» при выполнении маневра возврата стало первой работой, которая выполнялась в отделе уже по отечественной многоцветной системе. Но для начала поясним, что же понимается под термином «маневр возврата».

При разработке американской системы «Спейс Шаттл» был предусмотрен способ аварийного спасения, получивший в зарубежной литературе наименование RTL (Return To Launch Site). Предполагалось, что в случае аварии на ранней стадии траектории выведения на орбиту, когда энергетики недостаточно для выхода на суборбитальную траекторию, носитель должен выполнить разворот в вертикальной плоскости и вывести орбитальный корабль к аэродрому, расположенному вблизи стартовой позиции. После отделения от носителя орбитальный корабль должен был совершить посадку на аэродром примерно по такой же схеме, как и при штатном возвращении с орбиты. На рис. 4 показана примерная схема этого маневра.

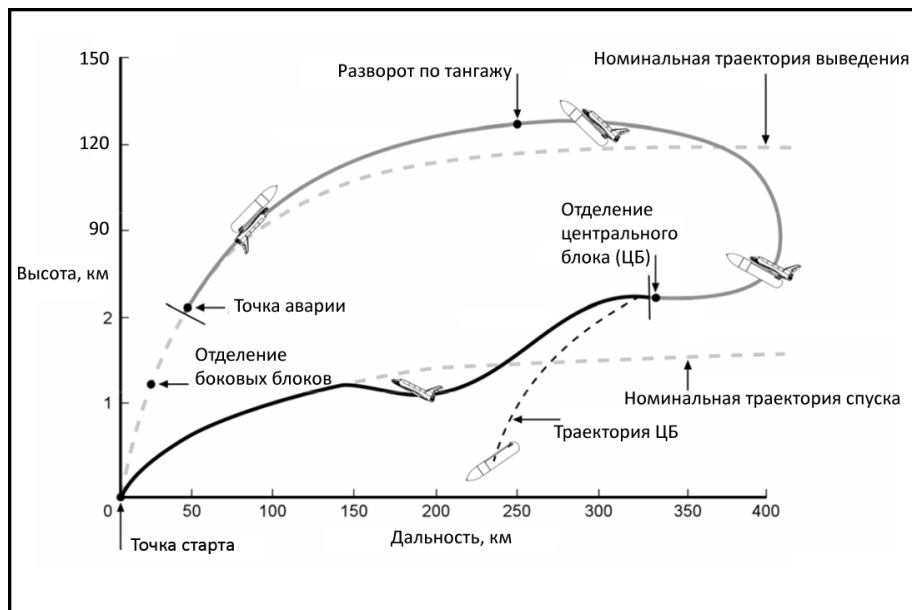


Рис. 4. Примерная схема выполнения маневра RTLS

При разработке отечественной системы «Энергия-Буран» планировалось предусмотреть аналогичный способ аварийного спасения, который и получил название маневра возврата.

Главным разработчиком ракеты-носителя было НПО «Энергия», расположенное в подмосковном Калининграде (ныне Королев), а система управления для него создавалась харьковским НПО «Электроприбор» (более позднее название – НПО «Хартрон»). Между специалистами этих двух организаций возникли разногласия по поводу возможности реализации такого маневра с выполнением всех ограничений, которые были сформулированы для момента отделения орбитального корабля (ОК) от ракеты-носителя (РН). В этой ситуации один из ведущих специалистов НПО «Энергия» Р.Ф. Аппазов обратился в ИПМ с просьбой помочь в разрешении этого спора.

Нужно сказать, что, хотя работы по «Энергии-Бурану» начались в 1976 г., вплоть до 1983 г. ИПМ не входил в состав организаций, задействованных в этом проекте. Р.Ф. Аппазов обратился непосредственно в наш отдел, минуя официальные каналы. Просто сказались давние добрые отношения между специалистами НПО «Энергия» и ИПМ.

Предполагалось, что реализация маневра возврата должна происходить при отказе хотя бы одного из боковых блоков РН или одного двигателя центрального блока. В этом случае РН должна была выполнить маневр с использованием трех или четырех двигателей центрального блока и обеспечить безопасное отделение орбитального корабля от РН с последующей его посадкой на аэродром «Юбилейный», расположенный севернее Байконура. При этом был сформулирован целый ряд ограничений как на условия разделения ОК и РН, так и на саму траекторию.

В точке отделения ОК от РН должны были выполняться следующие условия.

1. В момент отделения должно быть выработано всё топливо центрального блока. Т.е. должно выполняться условие:

$$m_T = m_{T\Sigma}, \quad (1)$$

где  $m_T$  – масса израсходованного топлива, а  $m_{T\Sigma}$  – запас топлива центрального блока.

2. В момент отделения ОК от РН координата  $x$  и проекция вектора скорости  $v_x$  должны находиться на отрезке прямой линии в плоскости  $(x, v_x)$  в стартовой системе координат, согласно следующим условиям:

$$v_x + ax - b = 0, \quad (2)$$

$$x_1 \leq x \leq x_2. \quad (3)$$

Здесь  $a, b, x_1, x_2$  – некоторые константы, заданные в исходных данных.

3. В точке отделения значения скоростного напора  $q$ , угла наклона траектории  $\theta$  и угла атаки  $\alpha$  должны равняться заданным значениям (соответственно  $q_k, \theta_k$  и  $\alpha_k$ ):

$$q = q_k, \quad \theta = \theta_k, \quad \alpha = \alpha_k. \quad (4)$$

Кроме ограничений в точке отделения ОК от РН были предъявлены ограничения и к самой траектории. В ходе выполнения маневра возврата перегрузка  $n$  и угловая скорость по тангажу  $\omega$  не должны были превышать предельно допустимых величин:

$$n \leq n_{\max}, \quad |\omega| \leq \omega_{\max}. \quad (5)$$

Таким образом, задача сводилась к тому, что нужно было доказать возможность (или невозможность) выполнения такого маневра с учетом всех ограничений (1)-(5) при отказе двигателей бокового блока или одного из двигателей центрального блока. Исследовать требовалось временной интервал активного участка выведения на первых 200 секундах полета.

Для решения поставленной задачи был предложен следующий подход. Для каждой точки траектории на указанном временном интервале решалась задача нахождения минимального  $x_{\min}$  и максимального  $x_{\max}$  значений координаты  $x$  с соблюдением ограничений (1), (2), (4) и (5). Иными словами, при решении такой задачи вместо отрезка прямой линии на плоскости  $(x, v_x)$ , определяемого соотношениями (2) и (3), использовалась бесконечная прямая линия (2). Если для некоторых условий получаемый диапазон  $[x_{\min}, x_{\max}]$  перекрывал заданные ограничения  $[x_1, x_2]$ , можно было утверждать, что такой маневр возможен.

Вкратце опишем алгоритм решения сформулированной выше задачи. В этом алгоритме последовательно использовались три модели движения РН.

В модели 1 рассматривалось движение РН в плоскопараллельном гравитационном поле при отсутствии атмосферы. Предполагалось, что такие допущения вполне приемлемы, поскольку маневр выполнялся на относительно небольшой дальности (не более 600 км), а ускорение от двигателей заведомо превышало ускорения от сопротивления атмосферы. В качестве фазовых переменных  $\mathbf{f}=\{x, y, v_x, v_y\}$  рассматривались координаты положения  $x, y$  и компоненты скорости  $v_x, v_y$  в стартовой системе координат, а в качестве управления – угол тангажа  $\varphi$  и величина тяги  $p$  двигательной установки.

В качестве ограничений на правом конце траектории использовались ограничения (1), (2),  $q = q_k, \theta = \theta_k$ . Хотя сопротивление атмосферы в модели не использовалось, величина скоростного напора оценивалась с помощью приближенной зависимости плотности атмосферы  $\rho$  от высоты  $h$ :

$$\rho = \rho_0 e^{-\kappa h}, \quad (6)$$

где  $\rho_0$  – плотность на нулевой высоте,  $\kappa = 0.141 \text{ км}^{-1}$ . Ограничение на угол атаки в этой модели не использовалось, поскольку в такой постановке угол тангажа не ограничивался.

Было показано, что в такой модели согласно принципу максимума [9] при оптимальном управлении тангенс угла тангажа является дробно-линейной функцией времени:

$$\text{tg } \varphi = \frac{c_4 - c_2 t}{c_3 - c_1 t}. \quad (7)$$

Здесь  $\mathbf{c}=\{c_1, \dots, c_4\}$  – некоторые константы, которые соответствуют начальным условиям сопряженных переменных.

Было также показано, что величина тяги должна принимать либо минимальное, либо максимальное значение в зависимости от знака функции переключения  $H_p$ , которая, в свою очередь, зависит от  $\mathbf{c}$ :

$$H_p = c_1 v_x + c_2 v_y - (c_4 - c_2 t) g, \quad (8)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения.

Таким образом, решение задачи в модели 1 сводилось к краевой задаче, в которой требовалось найти четыре неизвестных параметра  $c_1, \dots, c_4$  из условия удовлетворения четырем условиям трансверсальности на правом конце траектории, которые формировались согласно принятым ограничениям (1), (2),  $q = q_k, \theta = \theta_k$ .

Алгоритм решения этой задачи был основан на методе продолжения по параметру [10]. Для использования этого метода при нахождении  $x_{\min}$  и  $x_{\max}$

сначала решались вспомогательные модельные задачи оптимизации с ослабленными ограничениями, решение которых получалось без использования численного интегрирования дифференциальных уравнений для фазовых и сопряженных переменных. При поиске  $x_{\min}$  решалась задача выхода на заданную высоту  $h^*$ , при поиске  $x_{\max}$  – на заданное значение компоненты скорости  $v_x^*$ . Здесь  $h^*$ ,  $v_x^*$  – априорно заданные константы. Пусть  $\mathbf{f}^*$  – фазовый вектор на правом конце траектории, а  $\mathbf{c}^*$  – найденное решение вспомогательной задачи.

Обозначим с помощью вектора  $\mathbf{g}(\mathbf{f}_k, \mathbf{c})$  условия трансверсальности в исходной задаче, которые отвечают принятым ограничениям и которые должны обращаться в ноль на правом конце траектории:

$$\mathbf{g}(\mathbf{f}_k, \mathbf{c}) = 0. \quad (9)$$

Здесь  $\mathbf{f}_k$  – вектор фазовых переменных в конечной точке траектории.

Используем модифицированные условия трансверсальности, введя безразмерный параметр  $0 \leq \beta \leq 1$ :

$$\mathbf{g}(\beta, \mathbf{f}_k, \mathbf{c}) = \beta \mathbf{g}(\mathbf{f}_k, \mathbf{c}) + (1 - \beta) \mathbf{g}(\mathbf{f}^*, \mathbf{c}^*) = 0. \quad (10)$$

Очевидно, что при  $\beta = 0$  полученное решение будет соответствовать вспомогательной задаче, а при  $\beta = 1$  – исходной. Таким образом, переход к исходной задаче выполнялся путем увеличения  $\beta$  от 0 до 1.

На рис. 5 показан пример, как модифицировалась форма траектории при переходе от вспомогательной задачи к исходной. Пример соответствует поиску  $x_{\max}$  при отключении бокового блока на 120-й секунде полета.

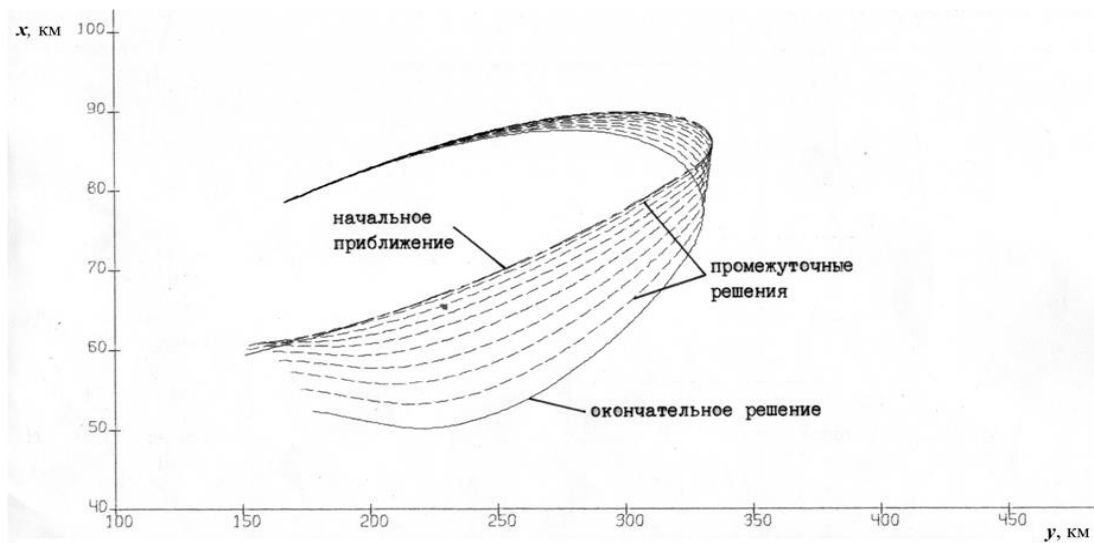


Рис. 5. Изменение формы траектории при увеличении  $\beta$  от 0 до 1

В модели 2 использовались те же уравнения движения, что и в модели 1. Но при этом принимались во внимание ограничения на угловую скорость изменения

угла тангажа и на угол атаки в конце траектории. При такой постановке вектор фазовых переменных включал угол тангажа  $\varphi$  (т.е.  $\mathbf{f}=\{x, y, v_x, v_y, \varphi\}$ ), а в качестве управления использовались угловая скорость по углу тангажа  $\omega$  и тяга двигателей  $p$ .

Для такой задачи управление тягой  $p$  остается таким же, как в модели 1, а управление по углу тангажа в общем случае состоит из пяти участков, показанных на рис. 6.

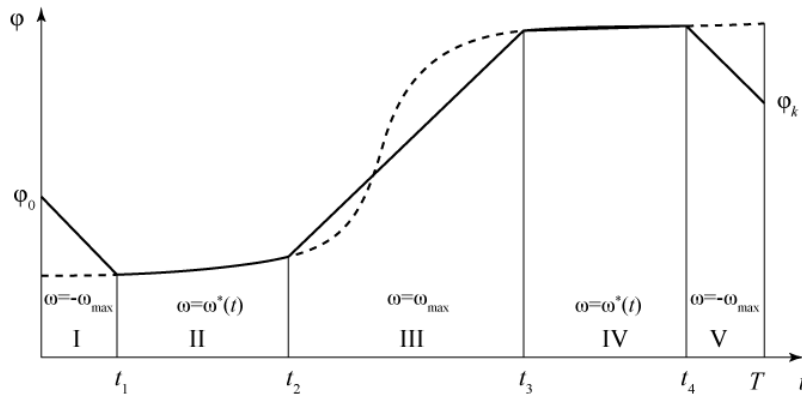


Рис. 6. Оптимальное управление по тангажу в модели 2

Здесь  $\varphi_0$  определяется углом тангажа на штатной траектории выведения на орбиту, а  $\varphi_k$  — углами наклона траектории  $\theta_k$  и атаки  $\alpha_k$ , которые соответствуют ограничениям (4) (т.е.  $\varphi_k = \theta_k + \alpha_k$ ). Было показано, что управление по угловой скорости  $\omega$  определяется знаком сопряженной переменной  $\psi_\varphi$ , которая определяется следующим дифференциальным уравнением:

$$\frac{d\psi_\varphi}{dm_T} = \frac{g \cdot P_{уд}}{m_0 - m_T} \left[ (c_3 - c_1 t) \sin \varphi - (c_4 - c_2 t) \cos \varphi \right], \quad (11)$$

где  $P_{уд}$  — удельная тяга двигателей,  $m_0$  — масса объекта на момент начала маневра возврата.

На отрезках I, III и V переменная  $\psi_\varphi$  отлична от нуля, и угловая скорость  $\omega$  принимает значение  $\pm\omega_{max}$ . На отрезках II и IV  $\psi_\varphi \equiv 0$ , и реализуется особый режим управления, когда изменение угла тангажа соответствует формуле (7). На рис. 6 эта зависимость показана пунктиром на отрезках I, III и V. Отрезок III может отсутствовать, если максимальная угловая скорость изменения угла тангажа, соответствующая (7), не превышает по модулю  $\omega_{max}$ .

Для определения параметров управления по углу тангажа требуется определение пяти или шести (если присутствует отрезок III) параметров. В качестве начального приближения для их определения использовалось решение, полученное для модели 1.

В модели 3 использовалась точная модель движения с учетом гравитационного поля и вращения Земли, а также сопротивления атмосферы. Но

структуры управления по тяге  $p$  и углу тангажа  $\varphi$  сохранялись такими же, как в модели 2. В качестве начального приближения для параметров управления использовалось решение, полученное для модели 2. Эти параметры уточнялись с использованием точных уравнений движения.

Созданный алгоритм и программное обеспечение позволили провести расчеты для всего активного участка в случаях отказа боковых блоков РН или одного двигателя центрального блока и определить предельные значения  $x_{\min}$ ,  $x_{\max}$  в зависимости от времени перехода на маневр возврата.

В качестве примера на рис. 7 показаны располагаемый диапазон дальности  $x$  в случае отказа боковых блоков. Как видно из представленного рисунка, диапазон располагаемых предельных дальностей  $[x_{\min}, x_{\max}]$  оказался существенно шире заданного диапазона дальностей в момент отделения орбитального корабля от РН. Заданный диапазон дальностей ограничен на рисунке штриховыми линиями. Это позволило утверждать, что энергетические возможности РН достаточны для выполнения маневра возврата в случае отказа боковых блоков.

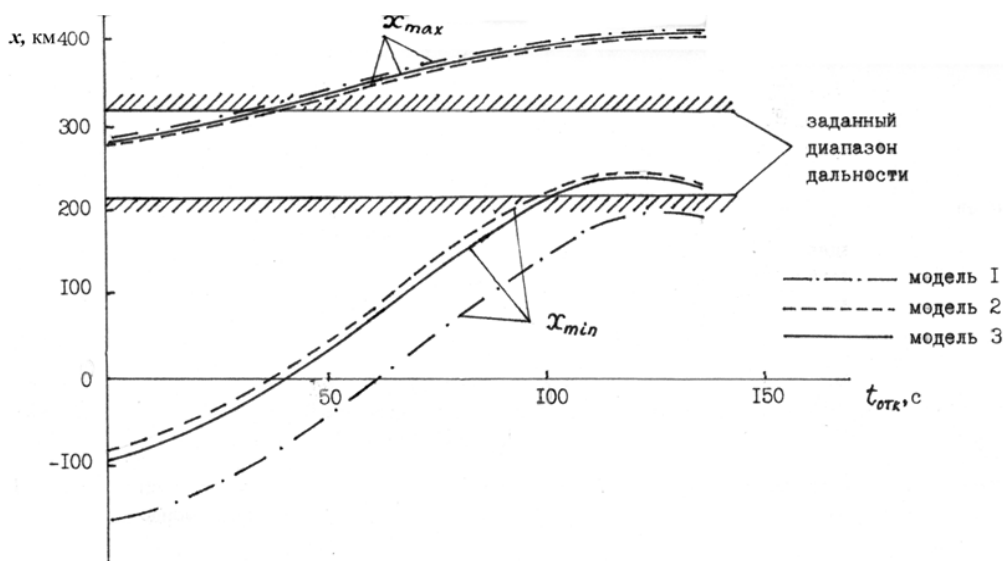


Рис. 7. Располагаемые диапазоны дальности  $x$  в зависимости от времени отключения боковых блоков  $t_{отк}$

Результаты проведенных расчетов были переданы специалистам НПО «Энергия» в рабочем порядке. Но официальный отчет с результатами расчетов и описанием методики удалось оформить только три года спустя по причинам, о которых будет сказано в следующем разделе.

### Начало работ по «Бурану» (1983 г.)

Как уже говорилось, до 1983 г. ИПМ не принимал участия в работах по проекту «Энергия-Буран». Работа, о которой говорилось в предыдущем разделе, была исключением. Но летом 1983 г. ситуация резко поменялась.

Вышестоящими организациями было принято решение об активном привлечении институтов Академии наук к этой разработке. Мы затрудняемся сказать, кто именно был инициатором такого решения и на каком уровне оно принималась. Но его последствия мы ощутили на себе очень остро.

Когда мы вернулись из летних отпусков, руководством отдела было объявлено, что работы по спуску «Бурана» теперь являются нашей основной задачей, а все прочие работы, которыми мы занимались ранее, должны быть отложены в сторону до лучших времен.

Можно выделить три основных направления работ, которыми нам предстояло заняться.

**Отработка алгоритмов управления спуском и посадкой.** Это направление подразумевало создание программного обеспечения на ЭВМ БЭСМ-6 (позже на ЕС-1060), включая модель аэродинамических характеристик «Бурана», модель возмущенной атмосферы Земли, модели бортовых алгоритмов управления, навигационных систем и исполнительных органов управления.

**Проверка бортового программного обеспечения.** Сотрудники ИПМ не занимались созданием бортовых программ. Наша задача сводилась к проверке этих программ, написанных на автокоде «Угра» в других организациях, путем визуального анализа текстов программ и проверки их соответствия техническому заданию на программирование.

**Создание программного обеспечения для прогнозирования в реальном времени спуска и посадки «Бурана».** Эти работы должны были выполняться в рамках Баллистического центра ИПМ. Ставилась задача обеспечить в реальном времени прогнозирование движения «Бурана» на спуске после его выхода из плазмы на высоте около 40 км.

Ситуация усугублялась тем, что состав людей, которым предстояло решать перечисленные задачи, был на тот момент весьма ограниченным. Методическое руководство осуществлялось Ю.Г. Сихарулидзе и Ю.Ф. Голубевым, а сотрудников, которые занимались программированием, было всего четверо (А.В. Буров, А.П. Бухаркина, А.А. Рамазов и А.С. Самотохин). Конечно, решить все поставленные задачи такими силами было физически невозможно. Позже состав исполнителей был существенно расширен и внутри отдела были созданы две группы. Но начинать пришлось именно в таком составе.

Первая задача, которая была перед нами поставлена, – это обеспечить расчет траектории спуска от момента входа в атмосферу до высоты 20 км с использованием бортовых алгоритмов управления движением центра масс. Срок был очень жесткий: мы должны были это сделать к концу 1983 г., то есть менее чем за полгода. Это потребовало очень серьезных усилий, но с поставленной задачей удалось справиться, уложившись в поставленный срок. Вообще, первые два года, пока не были приняты на работу новые люди, работать приходилось на пределе возможностей, почти в авральном режиме.

Далее более подробно рассмотрим перечисленные выше задачи, с какими трудностями пришлось столкнуться и чего удалось добиться в результате.

## Аэродинамика (1983-1988 гг.)

Первая проблема, с которой мы столкнулись при начале работ по «Бурану», – это отсутствие приемлемой программной реализации модели аэродинамических характеристик, которая была бы пригодна для проведения баллистических расчетов. К нашему удивлению, хотя с начала работ по «Бурану» прошло уже 7 лет, такой реализации на тот момент не существовало.

Существовал так называемый «эталонный банк аэродинамических характеристик», созданный в НПО «Молния» (головной разработчик «Бурана») и ЦАГИ. Он представлял собой набор табличных числовых данных в узловых точках для отдельных составляющих аэродинамических характеристик и предполагал использование интерполяции с помощью кубических сплайнов в промежуточных точках. Строго говоря, исходные данные для моделирования аэродинамики существовали, но они были похожи на разрозненный набор деталей, из которых нужно было собрать готовое изделие.

Использовать этот банк в том виде, в каком он существовал на тот момент времени, для баллистических расчетов не представлялось возможным сразу по нескольким причинам. Прежде всего, объем исходных числовых данных намного превышал объем оперативной памяти БЭСМ-6. Быстродействие при использовании кубических сплайнов в том виде, как они были представлены, также оставляло желать лучшего. Наконец, конкретным разработчикам систем и не требовался весь объем исходных числовых данных при проведении расчетов. Траектория возвращения «Бурана» с орбиты была разделена на два участка: участок спуска от входа в атмосферу до высоты 20 км и участок посадки от высоты 20 км до приземления на взлетно-посадочную полосу (ВПП). На этих участках использовались разные алгоритмы управления, созданные разными организациями (об этом чуть позже). Например, тем, кто моделировал участок спуска, не требовались характеристики, относящиеся к дозвуковым скоростям.

При проведении расчетов баллистиком требовалась программа, которая бы принимала на вход параметры движения аппарата в конкретной точке (высоту, число Маха, ориентацию), а на выходе выдавала 6 аэродинамических коэффициентов (при моделировании движения центра масс и углового движения относительно него) или 3 аэродинамических коэффициента (при моделировании движения только центра масс). Но в эталонном банке таких программ предусмотрено не было.

Чтобы выйти из этой ситуации, в одной из организаций (если не ошибаемся, в НПО «Молния») был создан так называемый «линейный банк», который использовал линейную интерполяцию и сокращенный объем числовых данных. Этот банк содержал программы, о которых написано выше. Однако точность аппроксимации эталонных данных была невысокой, и любые результаты расчетов, полученные с помощью такого банка, неизбежно ставились под сомнение.

В этой ситуации, было принято решение создать собственное программное обеспечение для моделирования аэродинамических характеристик, хотя явно

такую задачу никто перед ИПМ не ставил. Эту работу начал А.А. Рамазов. Позже состав группы, занимающейся этой задачей, был усилен новыми сотрудниками (В.С. Ладыгин, А.А. Букреев), но общее руководство оставалось за А.А. Рамазовым.

Конечно, ИПМ не занимался продувками в аэродинамических трубах и уточнением самих аэродинамических характеристик. Исходными данными для создания такого программного обеспечения оставались данные эталонного банка. Но на их основе был создан набор программ, которые позволяли проводить баллистические расчеты с точностью эталонного банка.

Прежде всего был решен вопрос с дефицитом оперативной памяти на БЭСМ-6. Задача была решена за счет того, что каждая из таких программ снабжалась набором числовых данных, которые хранились на внешних носителях и могли подкачиваться в оперативную память порциями по мере движения по траектории. Сам этот процесс был автоматизирован и скрыт от конечного пользователя. В начале выполнения прикладной программы нужно было провести инициализацию такой программы, а по ходу движения по траектории в нее просто передавались исходные данные для расчета аэродинамики в конкретной точке траектории.

Был также пересмотрен алгоритм вычисления кубических сплайнов, что существенно повысило быстродействие. Это было достигнуто за счет иного представления исходных числовых данных. В память ЭВМ подкачивались не значения самих характеристик в узловых точках, а коэффициенты полиномов.

Еще одна важная особенность созданного программного обеспечения состояла в том, что оно позволяло вычислять не только номинальные значения аэродинамических коэффициентов, но и их возмущенные значения с учетом тех разбросов, которые были заданы эталонным банком. Для генерации возмущенных значений аэродинамических коэффициентов использовались датчики псевдослучайных чисел. Это позволяло проводить статистическое моделирование и проверять работу алгоритмов управления в условиях, когда аэродинамические характеристики отличались от номинала.

Созданное программное обеспечение было по достоинству оценено смежниками, и они охотно использовали созданные в ИПМ программы при проведении собственных расчетов. Фактически ИПМ стал монопольным поставщиком программного обеспечения для моделирования аэродинамики при проведении баллистических расчетов.

## **Системы навигации (1983-88 гг.)**

Отдельно следует сказать о навигационных системах, использовавшихся на «Буране». В то время не было возможности использовать спутниковые системы навигации, которые сейчас широко применяются на современных космических аппаратах. Но даже если бы они тогда существовали, они бы не смогли решить задачу высокоточной автоматической посадки.

Причина состоит в том, что при спуске в атмосфере примерно с высоты 80 км и до высоты 40 км спускаемый аппарат движется в облаке плазмы, которое блокирует прохождение радиосигналов. На этих высотах возможно использование только традиционных автономных систем навигации, основанных на измерениях ускорений и угловых скоростей. Но даже современные автономные системы навигации не в состоянии обеспечить точность в несколько метров, которая требовалась для приведения «Бурана» на ВПП и его посадки.

Поэтому наряду с автономной бортовой системой навигации был создан навигационный радиотехнический комплекс «Вымпел», головным разработчиком которого был ленинградский Всесоюзный научно-исследовательский институт радиоаппаратуры (ВНИИРА). Задачи этого комплекса не ограничивались только навигацией.

Чтобы не быть голословными, приведем перечень задач, которые выполнял этот комплекс согласно экспресс-отчету о его работе. На рис. 8 приведена титульная страница этого отчета. С полным текстом экспресс-отчета можно ознакомиться по ссылке <http://buran.ru/hm/vympel01.htm>.

*«Комплекс радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением "Вымпел" для орбитального корабля "Буран" универсальной ракетно-космической транспортной системы "Энергия" предназначен для:*

*- измерения навигационных параметров для коррекции автономно счисленной системой управления координат орбитального корабля с высоты 40 км и дальности 400 км до входа в зону радиотехнической системы посадки комплекса;*

*- измерения навигационных параметров орбитального корабля в зоне действия радиотехнической системы посадки для обеспечения автоматического полета по глиссаде, приземления и пробега ОК по посадочной полосе;*

*- радиолокационного контроля траектории движения орбитального корабля при спуске с высоты 40 км штурманами-операторами Региональной оперативной группы управления (РОГУ) /аэродром "Юбилейный"/, трансляции и отображения этой информации в Центре управления полетом на экранах рабочих мест Главной оперативной группы управления (ГОГУ);*

*- выработки оперативных целеуказаний для наведения наземных антенн систем телеметрии, телевидения и УКВ-радиосвязи;*

*- контроля воздушного пространства с целью решения задач управления воздушным движением, обеспечивающего безопасность ОК и наведение самолета оптико-телевизионного наблюдения.»*

СОГЛАСОВАНО	УТВЕРЖДАЮ
Начальник 873 ПЗ <i>В.А. Лапа</i> "21" / 1988	Генеральный конструктор <i>Г.И. Громов</i> "23" / 1988
ЭКСПРЕСС-ОТЧЕТ	
о работе комплекса радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением "ВЫМПЕЛ" для орбитального корабля "БУРАН" УРКТО "СОБЕРТНИ" 15 ноября 1988г.	
Представитель 873 ПЗ <i>Э.Б. Колесов</i> "25" / 1988	Главный конструктор системы "Вымпел" <i>Р.В. Дроздов</i> "25" / 1988
	Главный конструктор системы "Вымпел-Б" <i>А.С. Златарев</i> " / 1988
	Заместитель директора ВИИВРА по контакту и вводу в эксплуатацию системы "Вымпел" <i>В.А. Столяров</i> "25" / 1988

Рис. 8. Титульная страница экспресс-отчета о работе комплекса «Вымпел»

Конечно, этот комплекс предусматривал наличие как бортовой, так и наземной аппаратуры. При отработке алгоритмов управления движением необходимо было учитывать особенности работы всех составляющих навигационных систем: и чисто автономной системы, и тех компонентов, что входили в комплекс «Вымпел». То есть в рамках создания общего моделирующего комплекса требовалось создать математические модели этих систем с учетом тех возможных ошибок, которые возникали при их работе. Решением этих задач в ИПМ занималась А.П. Бухаркина.

С одной стороны, наличие двух контуров навигационной системы создавало дополнительные сложности для разработчиков алгоритмов управления движением. Как показало моделирование, к моменту выхода из плазмы в автономной системе навигации могли накапливаться весьма заметные ошибки. Особенно неприятной была ошибка по высоте, которая могла достигать нескольких километров. В результате после включения комплекса «Вымпел» система управления получала как бы «удар по входу» – скачкообразное изменение входных данных. Управление строилось в расчете, что аппарат

находится на определенной высоте и при поступлении новой информации его приходилось резко перестраивать. Это требовало определенной гибкости от алгоритмов управления.

С другой стороны, без системы «Вымпел» обеспечение высокоточной посадки только средствами автономной навигации было бы просто невозможным.

Мы сознательно привели выше подробный перечень задач, которые должен был решать комплекс «Вымпел», поскольку с наличием этого комплекса связан еще один миф. Нам неоднократно приходилось слышать от разных людей версию, что посадка «Бурана» не была полностью автоматической, и что он управлялся дистанционно человеком по командам с Земли с помощью «Вымпела». Особенно популярна эта версия была в девяностые годы, когда было модно принижать всё, что было сделано в советское время.

Психологически это можно понять, особенно с точки зрения людей, непосредственно связанных с авиацией. В авиации в те годы летчик был ключевой фигурой. А тут управление было доверено БЦВМ – «ящику», который весил чуть больше 30 кг. Не секрет, что существовали люди, которые считали попытку автоматической посадки авантюрой и предрекали заведомую неудачу. При этом ссылались на опыт США. К концу 1988 г. четырем челноками было выполнено несколько десятков полетов, и во всех случаях посадка проводилась вручную.

Тем не менее, такая версия является очевидным мифом. Мы могли бы привести массу доводов, почему это именно так. Ограничимся лишь несколькими. Никакого дистанционного управления на высотах свыше 40 км, пока аппарат находился в плазме, быть не могло в принципе. Да никто никогда и не пилотировал на таких высотах и в таких условиях. Комплекс «Вымпел» решал не только навигационные задачи, их полный перечень был нами приведен выше. Но задачи дистанционного управления в этом перечне нет. Наконец, мы сами были хорошо знакомы с алгоритмами управления спуском и посадкой, а также имели доступ к реальной телеметрической информации, полученной после полета «Бурана».

### **Алгоритмы управления движением (1983-1988 гг.)**

Говоря об алгоритмах управления движением, считаем уместным сделать одну важную оговорку. Главными разработчиками систем управления «Бурана» были Научно-исследовательский институт автоматики и приборостроения (НИИ АП, нынешнее наименование – ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина») и ОКБ «Марс». НИИ АП создавал алгоритмы для участка спуска от входа в атмосферу до высоты 20 км (участок «Спуск»), а ОКБ «Марс» – на участке посадки на высотах менее 20 км (участок «Посадка»). Хотя ИПМ тесно взаимодействовал с этими организациями, вряд ли мы вправе считать себя авторами или даже соавторами этих алгоритмов. Конечно, в процессе

тестирования алгоритмов находились некоторые узкие места, и мы высказывали свои рекомендации по их устранению. Но окончательные решения всё равно оставались за головными разработчиками. Задачей ИПМ было не создание самих алгоритмов, а только их тестирование.

Алгоритм управления спуском до высоты 20 км был разбит на пять участков, на каждом из которых задавался профиль требуемой продольной перегрузки  $n_{хтр}$  в зависимости от скорости  $v$ . Например, на конечном участке спуска на высотах менее 40 км предполагалась линейная зависимость  $n_{хтр}$  от  $v$ . Конечной задачей алгоритма управления на участке спуска был выход в заданную область приведения на высоте 20 км и одновременно на касательную плоскость к одному из двух условных цилиндров рассеивания энергии (ЦРЭ). Под ЦРЭ понимались два условных цилиндра радиусом 25 км с центром на оси ВПП, расположенные по разные стороны от нее (см. далее рис. 9). Выбор цилиндра (восточного или западного) проводился до начала полета в зависимости от прогнозируемого направления ветра на аэродроме посадки.

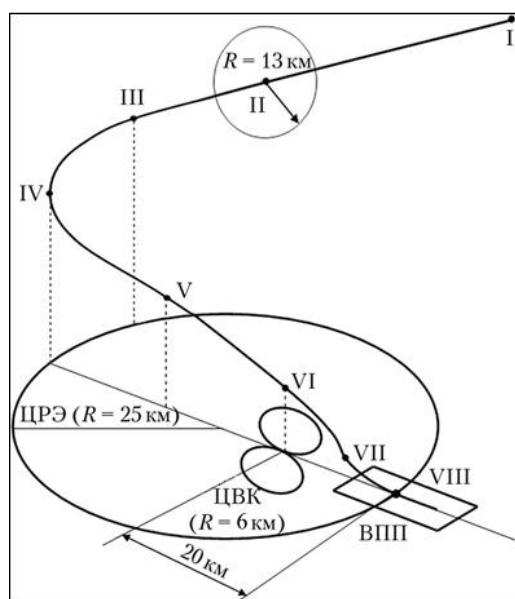


Рис. 9. Схема расчетной траектории посадки «Бурана»

Бортовой алгоритм не мог менять выбранный ЦРЭ в ходе полета, но выбор касательной плоскости к ЦРЭ (слева или справа по ходу движения) выполнялся на борту.

На каждом такте управления алгоритм выполнял два прогноза дальности до ЦРЭ и в линейном приближении корректировал командный профиль зависимости  $n_{хтр}$  от  $v$ . Прогнозирование выполнялось с использованием конечных аналитических формул, которые были получены в результате интегрирования приближенных уравнений движения в предположении сохранения зависимости  $n_{хтр}$  от  $v$ . По скорректированному профилю управления вычислялось требуемое эффективное качество  $k_3$  (отношение проекции

подъемной силы к силе лобового сопротивления) и требуемая скорость снижения  $\dot{h}$ , а уже по ним вычислялись командный угол атаки  $\alpha_k$  и модуль командного угла скоростного крена  $|\gamma_k|$ . Знак командного угла крена выбирался в зависимости от рассогласования между текущей плоскостью движения и касательной плоскостью к ЦРЭ.

Таким образом, алгоритм управления на этом участке представлял собой адаптивный алгоритм с элементами терминального управления. Это не было классическим терминальным управлением, которое, например, описано в известной среди специалистов по спуску работе [11]. Тем более неправомерно утверждать, что алгоритмы управления «Бураном» обладали искусственным

интеллектом. А такие утверждения, например, прозвучали в сюжете, посвященном «Бурану», который вышел на телеканале «Культура» в мае 2025 года. При всей своей сложности и разветвленности, это был детерминированный алгоритм, в котором все возможные варианты решений были заложены людьми.

Схема расчетной траектории орбитального корабля на заключительном этапе полета показана на рис. 9, который был приведен в работе [12]. На этом рисунке обозначены основные ключевые точки траектории.

I – выход из плазмы на высоте  $h=40$  км, скорость  $v\approx 2100$  м/с (число Маха  $M=7$ ).

II – выход на касательную плоскость к ЦРЭ,  $h=20$  км,  $v\approx 520\pm 60$  м/с ( $M=1.8$ ), расстояние до ЦРЭ  $R=13$  км.

III – выход на ЦРЭ,  $h=14\dots 18$  км  $v\approx 450\pm 50$  м/с ( $M=1.5$ ).

IV – сход с ЦРЭ,  $h=10$  км,  $v=230$  м/с, ( $M=0,7$ ).

V – выход на касательную к цилиндру выверки курса (ЦВК),  $h=7\pm 1$  км;  $v=180$  м/с.

VI – ключевая точка,  $h=4$  км, расстояние до ВПП  $L=15\dots 18$  км,  $v=150\pm 20$  м/с.

VII – выход на срез ВПП,  $h\approx 50\dots 30$  м;  $v\approx 108\pm 5$  м/с.

VIII – посадка,  $h=0$ ,  $v=95\pm 5$  м/с.

Основным средством отработки алгоритмов управления являлось массовое статистическое моделирование траекторий спуска от входа в атмосферу вплоть до касания ВПП. Траектории спуска моделировались в условиях возмущения аэродинамических характеристик, параметров атмосферы и наличия навигационных ошибок. Количество траекторий, которые были просчитаны, исчислялось тысячами. Организацией вычислительного процесса для этих расчетов занимались А.С. Самотохин (на высотах выше 20 км), Д.Ю. Мостовой и Б.И. Жуков (для высот ниже 20 км).

Такой способ отработки алгоритмов управления движения в атмосфере является общепринятым во всем мире. Например, в США при разработке алгоритмов для нового космического корабля «Орион» использовался аналогичный подход [13]. Предыдущий опыт работы в ИПМ по алгоритмам спуска показал, что проверки алгоритмов только при предельных значениях возмущений недостаточно. Например, адаптивные алгоритмы обычно хорошо справляются с вариациями плотности атмосферы, когда эти вариации смещены в одну сторону от номинала. Однако, когда эти вариации по мере изменения высоты смещены по разные стороны от номинала (так называемые «змейки»), это создает проблемы [11].

Результаты статистического моделирования вместе с нашими рекомендациями передавались головным разработчикам системы управления в НИИ АП и ОКБ «Марс». В целом алгоритмы показали свою достаточно высокую надежность и устойчивость. Отдельные проблемы возникали сразу после выхода из плазмы при подключении комплекс «Вымпел» (о чем уже говорилось в

предыдущем разделе) и в условиях разреженной зимней атмосферы. Но эти проблемы были успешно устранены разработчиками.

Статистическое моделирование проводилось на модели движения центра масс, когда угловое движение относительно центра масс моделировалось приближенно. Было также создано программное обеспечение для полной модели с учетом углового движения и работы управляющих органов (двигателей ориентации и приводов аэродинамических органов). Этой работой занимался А.В. Буров, который для решения задачи разработал оригинальный метод численного интегрирования с автоматическим выбором шага и контролем точности. Сначала эти программы были реализованы на БЭСМ-6, а позже был создан стенд на базе связи ЕС-1060 и БЦВМ «Бисер», где также использовались его разработки.

Однако быстродействие тогдашней вычислительной техники не позволяло проводить массовое статистическое моделирование с использованием полной модели движения. На полной модели отрабатывались только отдельные варианты возмущенных траекторий, по которым возникали вопросы при массовых расчетах.

### **Визуальная проверка бортовых программ (1985-88 гг.)**

На борту «Бурана» были установлены четыре БЦВМ «Бисер-4», программное обеспечение для которых создавали специалисты НИИ АП и ОКБ «Марс». По сегодняшним меркам такая БЦВМ выглядит монстром. Достаточно сказать, что вес одной БЦВМ составлял более 33 кг. Однако для середины 80-х годов это была весьма передовая разработка. Достаточно сказать, что по своим характеристикам «Бисер-4» был сравним с бортовым компьютером Спейс Шаттла IBM AP-1018, а по некоторым даже превосходил его (например, имел меньшую массу и меньшее энергопотребление).



Рис. 10. БЦВМ «Бисер-4»

В конце 1985 г. перед нашей группой была поставлена задача проверки бортового программного обеспечения в части реализации алгоритмов управления движением при спуске и посадке. Эта работа получила название «визуальной проверки» и заключалась в том, что сотрудники ИПМ должны были проверить тексты программ, написанные в других организациях, на соответствие техническому заданию на программирование. Занимались этой работой Б.И. Жуков, А.А. Букреев, Л.И. Баранов и С.И. Захаров.

Нужно сказать, что это была весьма сложная, монотонная и однообразная работа. Бортовые программы, переданные нам, были реализованы на автокоде «Угра». Любой человек, когда-либо занимавшийся программированием, прекрасно представляет себе, насколько сложен анализ программ, написанных не на языке высокого уровня, а на автокоде, где элементарные операции

выполняются с использованием регистров. Со временем эту работу удалось частично автоматизировать, реализовав несколько вспомогательных программ, помогавших в анализе исходного кода. Однако основная тяжесть работы ложилась на плечи конкретных людей.

Алгоритм визуальной проверки выглядел следующим образом. Один и тот же фрагмент бортовой программы проверяли независимо два исполнителя. В качестве источника при проверке использовались блок-схемы бортовых алгоритмов (техническое задание) и распечатки бортовых программ на автокоде. Проверялось, насколько программная реализация соответствует блок-схемам. По результатам проверки каждый исполнитель составлял свой список замечаний. Затем оба исполнителя и старший группы проверки уже втроем проходили по двум спискам замечаний с повторной проверкой соответствия программ и блок-схем.

По результатам проводимых проверок регулярно издавались экспресс-отчеты. Как вспоминал Ю.Г. Сихарулидзе в [1], в среднем на 1000 строк программного кода удавалось найти 2 существенные ошибки и 10 ошибок, которые не носили критического характера и относились скорее к неточностям. Говоря о результатах этой работы, нужно сказать, что тут не последнюю роль играл и человеческий фактор.

У сотрудников, которым пришлось заниматься этими проверками, такая работа по понятным причинам особого восторга не вызывала. Это имело мало общего с научными исследованиями или даже с обычной работой программиста. По сути, это была однообразная, рутинная бумажная работа, которая продолжалась около двух лет. Люди занимались ею, как говорится, скрипя зубами, понимая ее необходимость. С другой стороны, руководство организаций, разрабатывавших бортовые программы, также воспринимало результаты этих проверок с некоторым раздражением. Возможно, этого не было бы, если бы эти результаты оставались только достоянием ИПМ и этих организаций. Но по существовавшим тогда правилам Институт должен был отчитываться перед вышестоящими организациями и предоставлять им упомянутые экспресс-отчеты. Названные в них цифры озвучивались на различных совещаниях, что и порождало вполне понятную реакцию.

Справедливости ради следует сказать, что далеко не все сотрудники НИИ АП и ОКБ «Марс» относились к этой работе так же, как и их руководство. Были люди, которые считали проведение таких проверок благим делом. Как говорил один из них: «Это большое везение, что впервые в жизни перед постановкой на борт мои программы проверили грамотные люди». И это действительно так. Ни до, ни после ИПМ подобных работ никто не выполнял, и мы не слышали, чтобы в каком-либо другом отечественном проекте имели место подобные проверки.

## Прогнозирование в реальном времени (1985-88 гг.)

Со второй половины 1985 г. мы начали заниматься задачей прогнозирования движения «Бурана» на атмосферном участке полета в реальном времени. Предполагалось, что после включения комплекса «Вымпел» на высоте около 40 км внешние траекторные измерения (ВТИ) и телеметрическая информация (ТМИ) будут передаваться в Баллистический центр ИПМ (БЦ ИПМ). По этим данным необходимо было выполнить прогнозирование оставшейся части траектории и передать результаты прогноза в Центр управления полетами (ЦУП).

Это была совершенно новая задача, с которой БЦ ИПМ сталкиваться раньше не приходилось. Определение параметров траектории по ВТИ являлось стандартной задачей для БЦ, и в этой части был накоплен большой опыт. Однако ранее такие работы проводились только для орбитального участка полета, когда движение космического аппарата было пассивным.

Приступая к решению поставленной задачи, мы понимали, что успех не гарантирован, поскольку существовал целый ряд проблем, из-за которых точность такого прогнозирования могла оказаться неудовлетворительной. Перечислим основные проблемы.

Движение в атмосфере происходит в условиях больших неопределенностей. Точное состояние атмосферы (плотность, температура, наличие ветра) неизвестно. Аэродинамические характеристики самого корабля также известны с определенной погрешностью. Наличие таких неопределенностей, очевидно, не могло не сказываться на точности прогноза.

Даже если бы параметры атмосферы и аэродинамики были известны с идеальной точностью, успешное прогнозирование оставшейся части траектории было невозможно без знания состояния бортовых алгоритмов управления движением. А поскольку реальные параметры атмосферы и аэродинамики неизбежно будут отличаться от модельных, то реальное поведение управления на оставшейся части траектории может существенно отличаться от прогнозируемого на Земле. Нам также было предложено рассмотреть возможность выполнения такого прогноза в условиях, когда ТМИ отсутствует и у нас есть только ВТИ. Это еще больше усложняло и без того непростую задачу.

Наконец, еще одна проблема заключалась в специфике самих алгоритмов управления, в которых присутствовали релейные переключения. Как уже говорилось в предыдущем разделе, на высоте 20 км алгоритмы управления должны были выводить аппарат на касательную плоскость к одному из ЦРЭ (см. рис. 9). Но если сам ЦРЭ (восточный или западный) задавался до начала полета и по ходу полета меняться не мог, то выбор касательной плоскости к ЦРЭ (правой или левой по ходу движения) выполнялся на борту. «Буран» мог менять прицельную касательную вплоть до высоты 26 км, когда вводился запрет на такое переприцеливание. Поэтому для случаев несовпадения прицельных касательных плоскостей в реальной и прогнозируемой траектории ошибка в положении аппарата на высоте 20 км могла достигать 60 км, что было

совершенно неудовлетворительно. Похожая проблема имела место и на высотах менее 20 км с выбором ЦВК, но об этом чуть позже.

Решением всех этих проблем и разработкой алгоритмов прогнозирования пришлось заниматься А.С. Самохину на участке траектории с высотами 40-20 км и Д.Ю. Мостовому на высотах менее 20 км. Так получилось, что решение поставленных задач происходило в два этапа.

На первом этапе был определен состав ТМИ, необходимый для описания состояния алгоритмов управления, а также была разработана методика приближенного восстановления состояния алгоритмов управления по ВТИ для случаев, когда ТМИ не поступает. Для проверки созданной методики было проведено статистическое моделирование. Оно сводилось к тому, что просчитывались сотни возмущенных траекторий, для каждой из которых записывалось состояние аппарата с неким шагом по времени. После этого результат прогнозирования сравнивался с исходной возмущенной траекторией.

Разумеется, по мере снижения аппарата точность прогнозирования возрастала, поскольку отрезок времени, на котором велось прогнозирование, сокращался. Но наибольшие проблемы доставляли ошибки, связанные с неправильным определением касательной плоскости к ЦРЭ в реальной и прогнозируемой траекториях. Доля таких ошибок составила 4-7 % (в зависимости от начальной высоты прогнозирования) в случае наличия полной информации и 10-15 % при отсутствии ТМИ. Ознакомившись с такими результатами, Э.Л. Аким и Ю.Г. Сихарулидзе попросили поискать способ снижения числа таких ошибок и повышения точности прогнозирования, что привело ко второму этапу выполнения этой работы.

Опуская подробности, изложим основную идею, за счет чего удалось этого достичь. Если на первом этапе прогнозирование велось от текущей точки поступления ВТИ и ТМИ без привлечения какой-либо дополнительной информации, то на втором была создана методика, в которой использовались дополнительные данные двух типов. Во-первых, использовался весь объем ВТИ и ТМИ с момента начала их поступления, а не только последняя порция. Во-вторых, использовалась некая обобщенная информация о поведении алгоритмов управления, полученная в результате статистического моделирования траекторий спуска. Использование этой информации позволило провести адаптацию самой модели движения к реальным условиям текущего полета и повысить точность восстановления состояния бортовых алгоритмов.

Повторное моделирование с использованием созданной методики позволило снизить долю траекторий с ошибочным определением касательной плоскости к ЦРЭ до 0.1 % (при наличии ТМИ+ВТИ) и до 0.2 % – 0.7 % (при наличии только ТМИ). Таким образом, полностью избавиться от таких случаев не удалось, но вероятность их появления было уменьшена более чем на порядок.

К сожалению, использовать созданные методики на практике так и не удалось, поскольку к первому полету «Бурана» в 1988 г. не были готовы каналы

связи для доставки информации от комплекса «Вымпел» в ИПМ, а больше полетов «Бурана» не было.

### **Полет «Бурана» (1988 г.)**

О первом и единственном полете «Бурана» написано очень много, зачастую весьма эмоционально. Вот что, например, говорил об этом генеральный конструктор «Бурана» Г.Е. Лозино-Лозинский в одном из своих интервью [14].

*«После того как «Буран» вышел на орбиту, – рассказывает конструктор, – я своими глазами видел, как в Центре управления полетами «группа товарищей» заранее готовила «Сообщение ТАСС» о том, что из-за таких-то и таких-то неполадок (они изобретались тут же) благополучно завершить этот эксперимент не удалось. Эти люди особенно оживились, когда, уже заходя на посадку, «Буран» вдруг начал неожиданный маневр...»*

Мы не будем делиться своими эмоциями, которые мы, конечно же, тоже испытывали в ходе полета «Бурана» и после его успешной посадки. Говоря об этом полете, мы лишь хотим пояснить с чисто технической точки зрения, что же это был за «неожиданный маневр» и чем он был обусловлен. Тем более что в разных публикациях он трактуется по-разному.

На рис. 11 показана схема траектории «Бурана» на заключительном этапе первого полета. Этот рисунок присутствует во многих публикациях, и нам не удалось установить его первоисточник. Но он достаточно наглядно показывает, что же происходило на самом деле.

На этом рисунке показаны два условных цилиндра, которые ранее на рис. 9 были обозначены как ЦВК. В других публикациях эти цилиндры иногда называют цилиндрами коррекции курса (ЦКК). Но суть от этого не меняется, это условные цилиндры радиусом по 6 км, центры которых смещены на 20 км от среза ВПП и на  $\pm 6$  км от ее оси. Каждая пара ЦВК расположена внутри своего ЦРЭ (см. рис. 9). Во время посадки в районе аэродрома прогнозировался юго-западный ветер, то есть заход на посадку должен был выполняться против ветра в направлении с востока на запад. Таким образом, выполнялось прицеливание на восточный ЦРЭ на его правую (по направлению движения) касательную. Согласно существующему алгоритму управления на этой стадии полета, аппарат выполнял выбор правого или левого, по ходу движения, ЦВК (или ЦКК) самостоятельно, исходя из реальных условий полета.

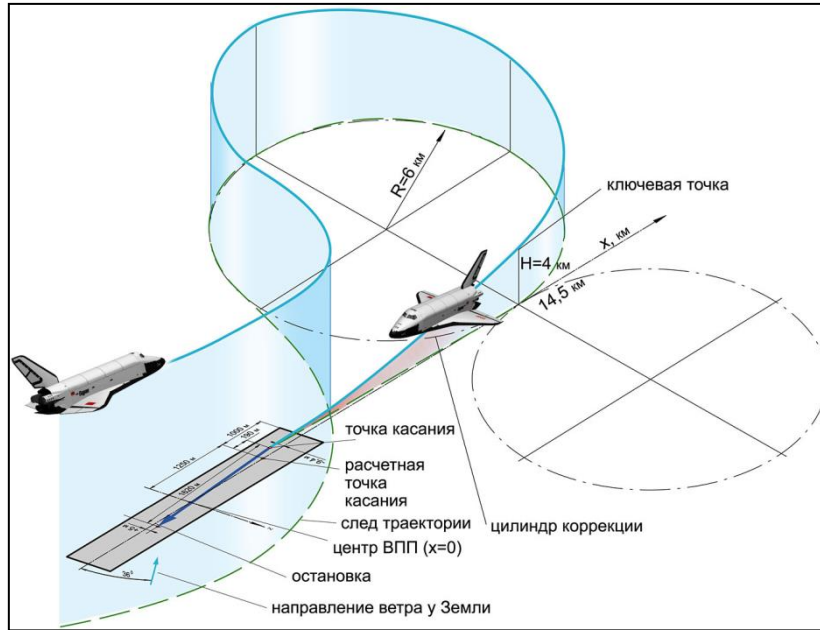


Рис. 11. Траектория «Бурана» на заключительном этапе первого полета

Поскольку при выходе на ЦРЭ на высоте 20 км аппарат находился с правой по ходу движения стороны от ВПП, то большинство наблюдателей полагало, что выход в ключевую точку на высоте 4 км будет выполняться с использованием маневра по правому (южному) ЦВК. Однако бортовой алгоритм принял решение о выходе на левый (северный) ЦВК. Причиной такого решения стало то, что текущая скорость хоть и находилась в допустимых пределах, но была выше номинала. В результате получился маневр с пересечением оси ВПП.

На рис. 12 показаны параметры траектории посадки на высотах менее 20 км и временные метки (часы, минуты, секунды московского времени) [12].

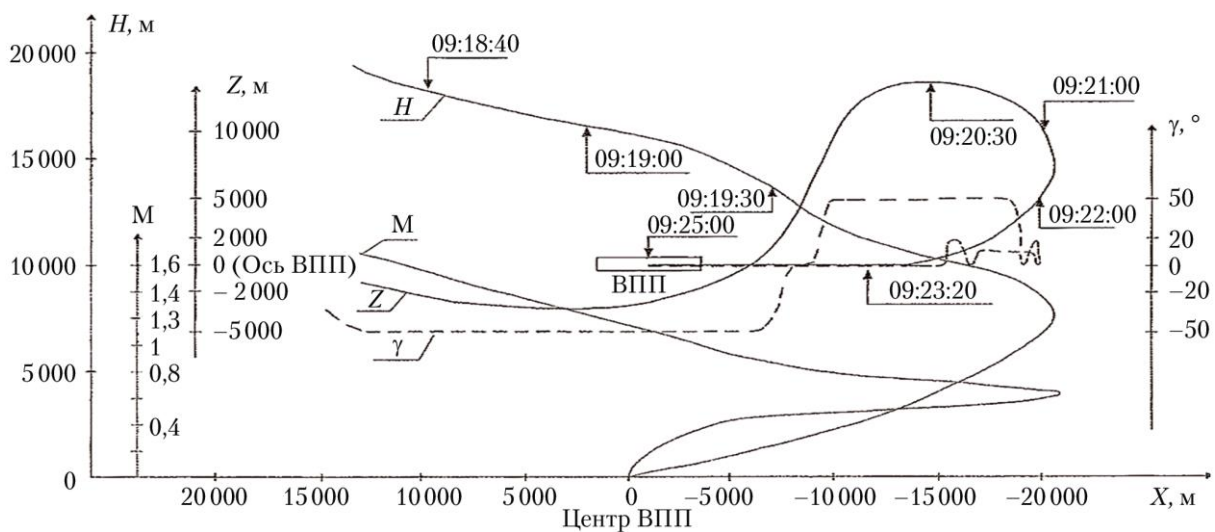


Рис. 12. Траектория спуска и посадки ОК «Буран» 15.11.1988

Здесь ВПП – взлетно-посадочная полоса;  $H$  – высота полета;  $M$  – скорость полета в числах Маха;  $\gamma$  – крен орбитального корабля;  $Z$  – боковое отклонение орбитального корабля относительно оси ВПП.

Таким образом, неожиданный маневр, о котором шла речь, имел место при переходе с участка «Спуск» на участок «Посадка» и был связан с выбором ЦВК. В том, что при выполнении этого маневра резко изменилось управление по углу крена, не было ничего удивительного (так называемый «правильный разворот» с креном). Конечной целью алгоритмов управления участком «Спуск» был вывод ОК на касательную к ЦРЭ. Они с этой задачей справились и передали управление алгоритмам участка «Посадка», которые и приняли решение о выборе ЦВК.

Это не было нештатной ситуацией. Возможность подобного маневра была изначально заложена разработчиками системы управления. Правда, послеполетный анализ, проводившийся в том числе и в ИПМ, показал, что вероятность выполнения такого маневра была невысокой и не превышала 3 %. Тот же послеполетный анализ показал, что если бы в точке, в которой осуществлялся выбор между южным и северным ЦВК, угол курса был бы всего на 1.2 градуса меньше того, который реализовался в полете, то ОК пошел бы, как и предполагалось, на южный ЦВК. То есть по курсовому углу аппарат оказался практически на линии переключения между двумя ЦВК.

Самолет сопровождения (истребитель МиГ-25 под управлением летчика М. Толбоева) должен был выйти в хвост ОК на высоте примерно 7 км (начало последней четверти ЦВК – разворот в сторону ВПП), чтобы осуществлять съемку и трансляцию, следуя за «Бураном» до момента посадки. Наведение в точку встречи осуществлялось исходя из предположения, что будет выбран южный ЦВК, то есть самолет летел с юга на север. Из-за того, что неожиданно для всех был выбран северный ЦВК, самолет сопровождения вышел не в хвост, а в лоб орбитальному кораблю, и летчик был вынужден свалить самолет в резкое пикирование, чтобы затем развернуться и с набором высоты догонять «Буран».

## Заключение

В 1988 г., когда состоялся первый и единственный полет «Бурана», нам было чуть более 30 лет и мы были младшими научными сотрудниками ИПМ. Конечно, делая свою работу на этом уровне, мы многого не знали. Но людей, которые могли бы достоверно и честно рассказать об этом, становится с годами всё меньше и меньше. Многих специалистов, упомянутых в нашей публикации, уже нет в живых. И они уже не могут ни ответить на критику в свой адрес, звучащую из уст современных блогеров и журналистов, ни опровергнуть активно тиражируемые ими мифы. В нашей публикации мы постарались рассказать лишь о тех работах, к которым имели непосредственное отношение. Воспоминания об этой работе и о людях, которые ее делали, мы бережно храним в своей памяти.

## Библиографический список

- [1] Сихарулидзе Ю.Г. Космические встречи. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2017. – 76 с. – URL: <http://keldysh.ru/e-biblio/sikharulidze>.
- [2] Черток Б.Е. Ракеты и люди. Лунная гонка. – М.: Машиностроение, 1999. – 437 с.
- [3] Губанов Б.И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Том 3: «Энергия»-«Буран». – Нижний Новгород: изд-во НИЭР, 1998. – 432 с.
- [4] Многоцветная космическая система «Энергия-Буран». – М.: НПП «ОмВ-Луч», 2004. – 356 с.  
– URL: [https://idspektr.ru/open/nesterov\\_2/energiya\\_buran.pdf](https://idspektr.ru/open/nesterov_2/energiya_buran.pdf).
- [5] Day D.A. Nuking Moscow with a Space Shuttle // The Space Review, December 23, 2019. – URL: <https://www.thespacereview.com/article/3855/1>.
- [6] Hendrickx B., Day D.A. Target Moscow: Soviet suspicions about the military uses of the American Space Shuttle (part 1) // The Space Review, January 27, 2020. – URL: <https://www.thespacereview.com/article/3873/1>.
- [7] Hendrickx B., Day D. A. Target Moscow: Soviet suspicions about the military uses of the American Space Shuttle (part 1) // The Space Review, February 3, 2020. – URL: <https://www.thespacereview.com/article/3876/1>.
- [8] Space Shuttle System Baseline Reference Missions. Volume III – Mission 3A and 3B. – Houston, Texas: Johnson Space Center, 1973.  
– URL: [https://www.jamesoberg.com/sts-3A\\_B-DRM.PDF](https://www.jamesoberg.com/sts-3A_B-DRM.PDF).
- [9] Алексеев В.М., Тихомиров В.М., Фомин С.В. Оптимальное управление. – М.: Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1979. – 432 с.
- [10] Давиденко Д.Ф. Об одном новом методе численного решения систем нелинейных уравнений. // Докл. АН СССР. – 1953. – Т. 88, № 4. – С. 601–602.
- [11] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. – М.: Наука, 1975. – 399 с.
- [12] Бровкин А.Г., Кравец В.Г. Автоматическая посадка беспилотного многоцветного орбитального корабля «Буран» // Космическая техника и технологии. № 1(4). 2014. – С. 75–85.  
– URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21977145>
- [13] Hoelscher V.R. Orion Entry, Descent, and Landing Simulation // AIAA 2007. Paper 2007–6428, Aug.
- [14] Баташев А. Отец «Бурана» Лозино-Лозинский // Огонёк. № 50 (4725). 2001. – С. 14.