

СЛОБОДЯНЮК ДМИТРИЙ МИХАЙЛОВИЧ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА И ЕГО ОТДЕЛЯЕМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ
КОНСТРУКЦИИ С УЧЕТОМ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ**

Специальность 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2022

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: **Калугин Владимир Тимофеевич**
доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры «Динамика и управление
полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ
им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Шевяков Владимир Иванович**
доктор технических наук,
начальник департамента аэродинамических
характеристик филиала ПАО «Корпорация»
Иркут – Региональные самолеты»

Головнев Александр Викторович
кандидат технических наук, доцент,
начальник кафедры аэродинамики и безопасности
полета ФГКВОУВО Военный учебно-научный
центр военно-воздушных сил «Военно-воздушная
академия имени профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»

Ведущая организация: Акционерное общество «Ракетно-космический
центр «Прогресс», г. Самара

Защита состоится «__» _____ 2022 г. в __:__ на заседании
диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном
техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва,
Госпитальный переулок, дом 10, корпус СМ, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана
и на сайте www.bmstu.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2022 г.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью,
просьба направить по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Учёный секретарь
диссертационного совета,
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время основным применяемым способом доставки экипажа и полезного груза с орбиты, а также мягкой посадки на поверхность Земли является использование возвращаемых аппаратов (ВА). Успех выполнения такой задачи напрямую зависит от безопасности полета на всем участке траектории спуска. Одними из ключевых этапов при движении ВА в плотных слоях атмосферы являются этапы отделения некоторых элементов конструкции аппарата. К таким частям относится лобовой теплозащитный экран (ЛТЭ), а также элементы системы парашютного устройства, одним из которых является крышка люка парашютного контейнера (КЛПК), расположение которой возможно, как на боковой, так и на кормовой поверхности ВА. ЛТЭ предназначен для защиты лобовой поверхности ВА от значительных тепловых нагрузок, возникающих при движении на высоких скоростях в плотных слоях атмосферы, а его отделение происходит при спуске ВА на парашюте при малых дозвуковых скоростях. КЛПК служит для защиты парашютного отсека от тепловых нагрузок, а также для извлечения вытяжного парашюта при её отделении, приводящего в рабочее состояние парашютную систему ВА. После отделения указанные элементы некоторое время находятся в непосредственной близости от ВА, вследствие чего возникает аэродинамическая интерференция. Исследования, проведенные многими авторами, показывают, что данное явление вызывает изменение суммарных аэродинамических нагрузок, действующих как на ВА, так и на отделившийся конструктивный элемент в сравнении с автономным обтеканием. В большинстве случаев данный эффект является неблагоприятным и может привести к столкновению отделившегося конструктивного элемента с возвращаемым аппаратом.

Исследования аэродинамических характеристик (АДХ) тел с учетом аэродинамической интерференции проводились в организациях АО «ЦНИИмаш», ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, АО «НПО Лавочкина», ПАО «РКК «Энергия», а также нашли отражения в работах А.А. Аксенова, А.А. Дядькина, А.В. Петрова, В.В. Бабакова, J. McKinney, R.A. Chaplin, Seongjin Choi, Chongam Kim и др., однако в них отсутствуют комплексные параметрические исследования по определению АДХ отделяемых элементов (ОЭ) конструкции ВА.

Таким образом, проведение комплексных параметрических исследований по определению интерференционных АДХ ВА и его отделяемых частей с учетом взаимного влияния, а также разработка предложений по увеличению безопасности их совместного движения представляют собой актуальную задачу.

Целью диссертационной работы является определение аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и отделяемых элементов конструкции с учетом интерференционного влияния при дозвуковой скорости набегающего потока, а также рекомендации по предотвращению их столкновения.

Задачи диссертационной работы:

- проведение комплексных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах (АДТ) по определению физических структур обтекания и аэродинамических характеристик отделяемых конструктивных элементов ВА с учетом интерференционного влияния;

- адаптация математической модели и методики расчета параметров обтекания возвращаемого аппарата и отделяемых элементов конструкции с учетом динамики их движения и взаимного влияния на АДХ;
- создание алгоритма определения АДХ системы «отделяемый элемент – возвращаемый аппарат» и верификация предложенной методики расчета параметров течения;
- выбор формы, определение конструктивных и кинематических параметров отделяемых элементов, а также оценка влияния их на структуры обтекания и АДХ ВА с учетом интерференционных эффектов;
- предложение схем безопасного разделения элементов ВА.

Объект исследования. Возвращаемый аппарат и его отделяемые элементы конструкции, такие как крышка люка парашютного контейнера и лобовой теплозащитный экран.

Предмет исследования. Аэродинамические характеристики и структуры обтекания, полученные по результатам математического и экспериментального моделирования.

Методы исследования. В работе использованы методы экспериментальной аэродинамики, предусматривающие проведение весовых экспериментов и визуализацию течений. Математическое моделирование пространственного обтекания ВА и его отделяемых частей в пакете FlowVision (с применением неподвижных и динамических сеток).

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Разработан и апробирован алгоритм математического моделирования параметров обтекания системы «возвращаемый аппарат – отделяемый элемент» с учетом интерференционных эффектов на базе программного комплекса FlowVision.
2. Численно и экспериментально получены аэродинамические характеристики с учетом интерференционных эффектов и структуры обтекания возвращаемого аппарата и его отделяемых частей. Установлены закономерности изменения полученных параметров при различном взаимном расположении тел.
3. На основе разработанного алгоритма проведены параметрические исследования влияния кинематических и конструктивных параметров на изменение интерференционных аэродинамических характеристик системы. Выявлены диапазоны параметров и условий, при которых возникает столкновение отделяемого элемента с возвращаемым аппаратом.
4. Даны рекомендации по выбору параметров и способов отделения частей возвращаемого аппарата, повышающих безопасность их совместного движения.

Практическая значимость диссертационной работы. Получен большой объем данных аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и его отделяемых элементов конструкции с учетом взаимного влияния. Даны рекомендации по выбору кинематических и конструктивных параметров, определяющих начальные условия и схемы безопасного отделения элементов конструкции возвращаемого аппарата.

Рекомендации по внедрению. Результаты данной работы рекомендованы при разработке систем отделения конструктивных элементов ВА, при определении их траекторий движения в ПАО «РКК «Энергия», а также в учебном процессе МГТУ им. Н.Э. Баумана (проведение лабораторных, курсовых работ, выполнение НИР и в качестве материалов лекций).

Достоверность и обоснованность научных положений и полученных результатов гарантируется согласованием результатов численных исследований с экспериментальными данными, полученными в аэродинамических установках настоящей работы и других исследователей, а также корректным использованием математических моделей, методов и алгоритмов при выполнении расчетов.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Систематизированные результаты экспериментальных исследований как при автономном обтекании ($V_\infty < a$) возвращаемого аппарата и его отделяемых элементов конструкции, так и с учетом аэродинамической интерференции при их разделении.

2. Алгоритм математического моделирования процесса интерференционного обтекания ВА и его частей (лобовых, боковых, донных) при различных условиях их отделения.

3. Результаты параметрических исследований по определению условий возможного соударения отделяемых элементов с возвращаемым аппаратом, а также рекомендации по предотвращению столкновения.

Апробация работы и публикации. Результаты исследований докладывались и обсуждались на следующих конференциях: международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики» (Москва, 2019, 2020); Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королева (Москва, 2019, 2020, 2021, 2022); XXII научно-техническая конференция ученых и специалистов, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основанию ПАО «РКК «Энергия» (Королев, 2021); 19th International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics (Греция, 2021); XX Всероссийская научно-техническая конференция «Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов» (Тула, 2022).

Публикации. По результатам исследований опубликовано 9 научных работ [1-9] в отечественных научных журналах, в том числе 4 статьи в изданиях перечня ВАК РФ [1-4] и 5 статей в журналах, индексируемых в базе данных SCOPUS [5-9].

Личный вклад автора заключается в проведении экспериментальных исследований, математического моделирования, параметрических расчетов, нахождении способов, позволяющих ликвидировать столкновение отделяемого элемента с возвращаемым аппаратом, обработке, анализе полученных результатов и рекомендациях их использования.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, общих выводов и заключения, списка литературы, включающего 127 наименований. Текст диссертации изложен на 192 машинописных страницах, содержит 145 рисунков и 8 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, определены объект и предмет исследования, указаны цель и основные методы выполненного

исследования, научная и практическая значимость работы, приведено описание ее структуры.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней проведен анализ исследований, посвященных явлению аэродинамической интерференции в

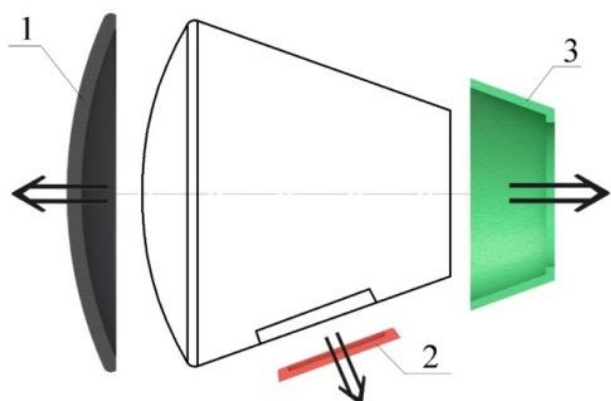


Рисунок 1. Отделяемые элементы ВА (1 – ЛТЭ; 2 – КЛПК на боковой (2) и кормовой (3) поверхности ВА)

авиационной и ракетно-космической технике. Дана классификация отделяемых элементов летательных аппаратов (ЛА) по различным признакам, таким как: тип ЛА-носителя, форма, расположение, назначение, способ отделения. В ракетно-космической технике ВА имеет такие отделяемые элементы как крышка люка парашютного контейнера и лобовой теплозащитный экран. Расположение КЛПК возможно как на боковой (Союз, ПТК, Шэньчжоу, Dragon), так и на донной (CST-100, Меркурий, Орион) поверхностях ВА

(Рисунок 1). Отделение элементов конструкции ВА происходит на различных этапах полета. В соответствии со штатной программой спуска КЛПК отделяется от ВА при дозвуковой скорости движения ($M_\infty \approx 0.6$), а ЛТЭ при спуске на парашюте при малой дозвуковой скорости ($M_\infty \approx 0.1$). Решение задач отделения элементов конструкции ЛА с учетом аэродинамической интерференции при помощи математического моделирования включает различные подходы, как с использованием стационарных решателей, так и применение программных комплексов, реализующих совместное решение задач аэродинамики и динамики движения разделяющихся объектов. Анализ исследований, проводимых компанией ТЕСИС (Аксенов А.А.), показал, что существуют такие начальные условия отделения элемента конструкции ВА, при которых может произойти их столкновение. Однако в литературе мало исследований, посвященных проведению параметрических расчетов влияния геометрических и кинематических параметров, повышающих безопасность отделения элементов конструкции ВА. На основании вышесказанного были сформулированы задачи исследования.

Во второй главе представлен алгоритм математического моделирования процесса интерференционного обтекания ВА и его частей с учетом различных условий отделения. Рассмотрены принципы численного моделирования обтекания тел методом конечных объемов. Расчеты проводились с использованием программного комплекса FlowVision. Выбраны размеры расчетной области ($20D_m$, где D_m – диаметр миделя тела сегментально-конической формы), модель турбулентности (SST), число Куранта-Фридрихса-Леви ($CFL = 10$), заданы граничные условия. Количество ячеек расчетной области составляло от 4 до 7 млн. Проведены тестовые расчеты задач обтекания модели сегментально-конической формы (угол полураствора конической части $\beta = 27^\circ$) и плоских пластин (удлинением $\lambda=1$ и $\lambda=2$, схожи по форме с КЛПК) в стационарной постановке с применением неподвижных сеток (Рисунок 2). Результаты расчетов сравнивались с экспериментальными данными других авторов (ЦАГИ).

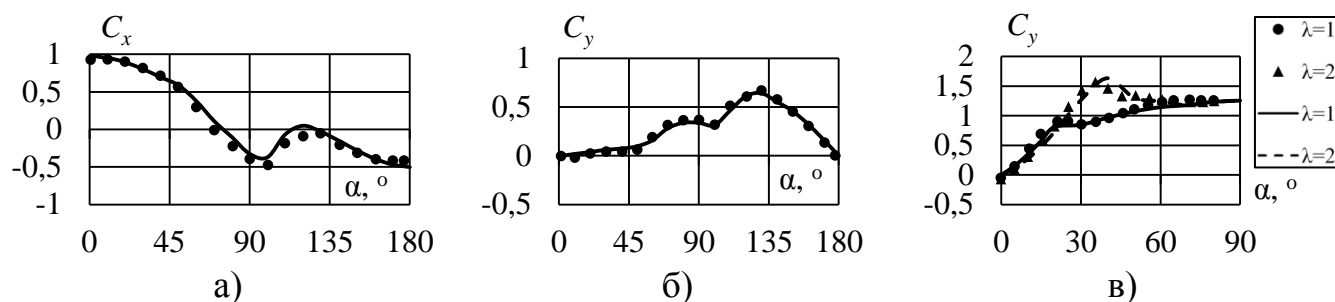


Рисунок 2. АДХ модели сегментально-конической формы (а, б) и плоских пластин (в)
(линии – численный расчет, точки – экспериментальные данные)

При сопоставлении численных и экспериментальных данных в условиях стационарного обтекания плоских пластин можно сделать вывод об удовлетворительном их согласовании. Максимальная величина относительной погрешности составляет порядка 5...8%.

Для верификации методики проведения численных расчетов с применением технологии динамических сеток были проведены тестовые расчеты колебательного движения ВА, а также движения плоской пластины в набегающем потоке. При колебательном движении модели ВА (АДТ Т-313 ИТПМ СО РАН) ее сброс осуществлялся при угле атаки $\alpha = 0^\circ$. Получено удовлетворительное согласование численных и экспериментальных данных (Рисунок 3, а). Балансировочный угол атаки, полученный в математическом моделировании, отличается от экспериментального значения не более чем на 8...10%, а приведенная частота колебаний не более чем на 5...7%.

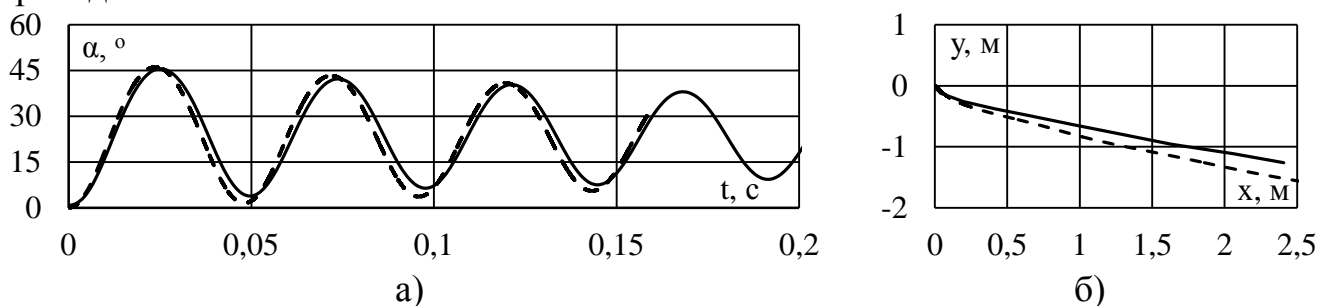


Рисунок 3. Результаты моделирования колебательного движения ВА и полета плоской пластины (б)
(— - эксперимент; ---- - математическое моделирование)

При моделировании движения плоской пластины ($\lambda = 1$) в экспериментах (Wichita State University) проводилась съемка на скоростную камеру, а траектория (Рисунок 3, б) получена путем обработки видео. Относительная погрешность положения центра масс (ц.м.) плоской пластины при математическом моделировании в конечной точке траектории составила не более 12% относительно экспериментального значения.

В третьей главе описаны методики экспериментальных исследований по определению АДХ элементов конструкции ВА в несжимаемом и сжимаемом дозвуковом потоке газа. Экспериментальные исследования осуществлялись в АДТ Т-500 (МГТУ им. Н.Э. Баумана) и в АДТ Т-128 (ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского). На установке Т-500 проводились исследования АДХ отделяемых элементов конструкции ВА, представляющих собой ЛТЭ (Рисунок 4, а) и КЛПК (Рисунок 4,

б) как в изолированном состоянии, так и с учетом аэродинамического воздействия ВА. Получены физические структуры течения вблизи моделей при помощи генератора дыма (Рисунок 4, а). При определении АДХ модели КЛПК с учетом взаимного влияния с ВА в несжимаемом дозвуковом потоке использовалась полумодель возвращаемого аппарата, закрепленная на плоской пластине (Рисунок 4, б). АДХ крышки определялись при различных ее положениях относительно полумодели ВА. На установке Т-128 определялись АДХ КЛПК в изолированном состоянии и с учетом взаимного влияния в присутствии модели ВА (Рисунок 4, в), при обтекании сжимаемым дозвуковым потоком ($M_\infty = 0,6$).

Результаты экспериментальных исследований использовались для верификации разработанной методики.

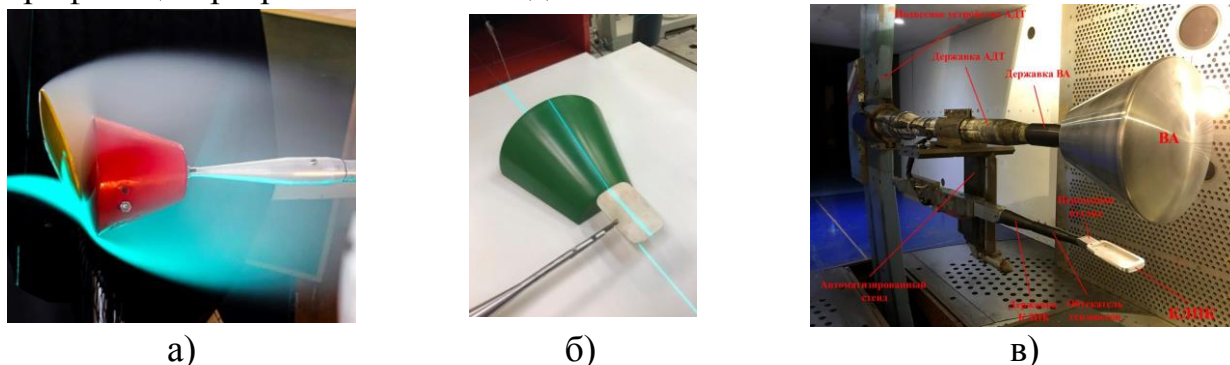


Рисунок 4. Исследуемые модели ЛТЭ и ВА (а), КЛПК и полумодели ВА (б) в АДТ Т-500 (а), КЛПК и ВА в АДТ Т-128 (в)

В четвертой главе проведены расчеты обтекания ВА и его отделяемых элементов конструкции с применением предложенного алгоритма. Проведено сравнение экспериментальных данных, представленных в третьей главе, с результатами численного моделирования.

Рассчитано обтекание несжимаемым потоком изолированных ЛТЭ и ВА, а также с учетом их взаимного влияния. Во втором случае изменялось взаимное расположение ЛТЭ и ВА, а именно угол поворота экрана относительно продольной оси ВА γ , величина продольного и нормального смещения $\Delta x/D_m$ и $\Delta y/D_m$, соответственно, приведенные к D_m - диаметру мидаля ВА. При определении АДХ ЛТЭ и ВА (Рисунок 5, б, в) расчеты проводились при наличии и отсутствии державок.

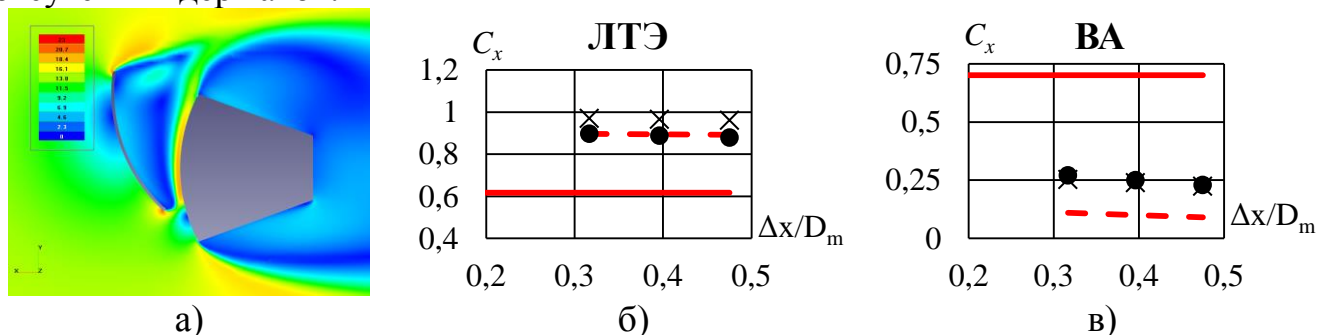


Рисунок 5. Результаты численного моделирования обтекания ВА и ЛТЭ (а – структура течения, б, в – АДХ ЛТЭ и ВА при $\gamma = 10^\circ$, $\Delta y/D_m = 0,475$)

(— - эксперимент (изолированная модель), --- - эксперимент (модель с учетом взаимного влияния), ● - численный расчет без державок, × - численный расчет с державками)

При определении АДХ ВА лобовой экран располагался на боковой державке, слабо влияющей на параметры течения. Структуры потоков, полученные при математическом моделировании (Рисунок 5, а), подтверждены результатами экспериментов с использованием генератора дыма (Рисунок 4, а). При совместном обтекании ВА и ЛТЭ давление в области между моделями пониженное в результате разгона потока у лобовой поверхности ВА (Рисунок 5, а), что приводит к увеличению коэффициента C_x ЛТЭ (Рисунок 5, б) и уменьшению C_x ВА (Рисунок 5, в) по сравнению со значениями при их автономном обтекании. АДХ моделей, полученных численно, при наличии и отсутствии державок различаются несущественно.

Рассчитано обтекание изолированной КЛПК при различных углах атаки (Рисунок 6, а) и с учетом взаимного влияния с ВА при различных ее положениях относительно поверхности аппарата (Рисунок 6, б). В первом случае характерная площадь принималась равной площади проекции КЛПК при нулевом угле атаки на горизонтальную плоскость для удобства сравнения с результатами обтекания плоской пластины (экспериментальные данные, полученные в АДТ Т-500). Во втором случае положение КЛПК изменялось по вертикали в плоскости симметрии полумодели ВА относительно ее поверхности ($\Delta y/D_m$), а характерная площадь принималась равной площади миделя полной модели ВА. Численное моделирование проводилось с учетом границ рабочей части аэродинамической установки.

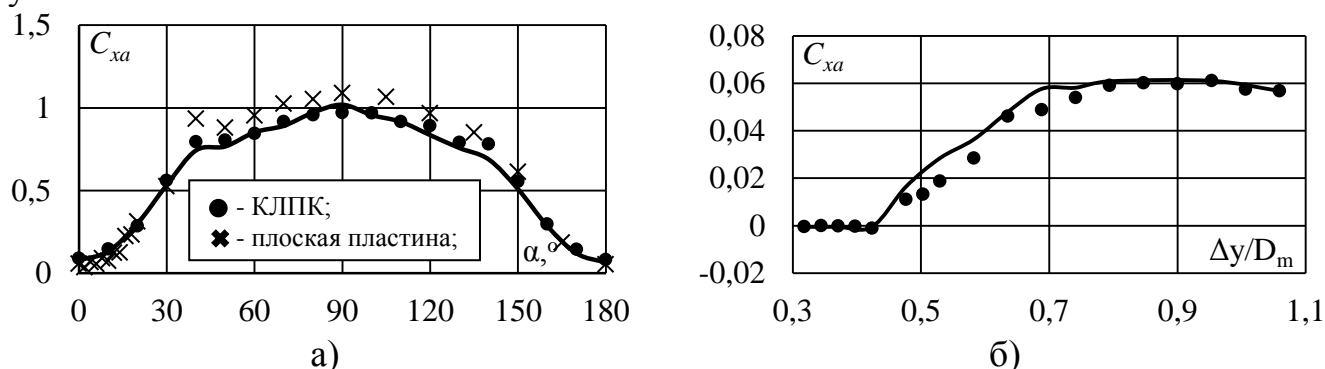


Рисунок 6. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления при изолированном обтекании (а) и с учетом аэродинамической интерференции (б) (точки – результаты экспериментов; линия – численный расчет)

Из графика зависимости $C_{xa}(\alpha)$ для КЛПК при изолированном обтекании видно, что экспериментальные значения коэффициента силы лобового сопротивления крышки близки к значениям C_{xa} плоской пластины практически во всем рассмотренном диапазоне углов атаки. При наличии ВА нахождение крышки в отрывной области приводит к практически нулевым значениям коэффициента C_{xa} , однако по мере удаления от поверхности аппарата и, попадая во внешний возмущенный поток, значения C_{xa} увеличиваются (Рисунок 6, б).

Проведены расчеты обтекания КЛПК сжимаемым дозвуковым потоком ($M_\infty = 0,6$) в изолированном состоянии при различных углах атаки α (Рисунок 7, а, б), а также в присутствии ВА (Рисунок 7, в, г). Во втором случае изменялось положение КЛПК относительно аппарата, а именно угол поворота крышки φ_a в плоскости симметрии относительно оси ВА и координаты КЛПК $\Delta x/D_m$ и $\Delta y/D_m$ относительно исходного положения, приведенные к диаметру миделя ВА - D_m .

При расчетах обтекания изолированной КЛПК видно, что державка оказывает влияние при $\alpha = -20^\circ \dots -5^\circ$ (Рисунок 7, а, б). В других рассмотренных случаях влиянием державки можно пренебречь. Погрешность вычисления АДХ изолированной КЛПК не превышает 13% для коэффициента продольной силы и 15% для коэффициента нормальной силы относительно экспериментальных данных.

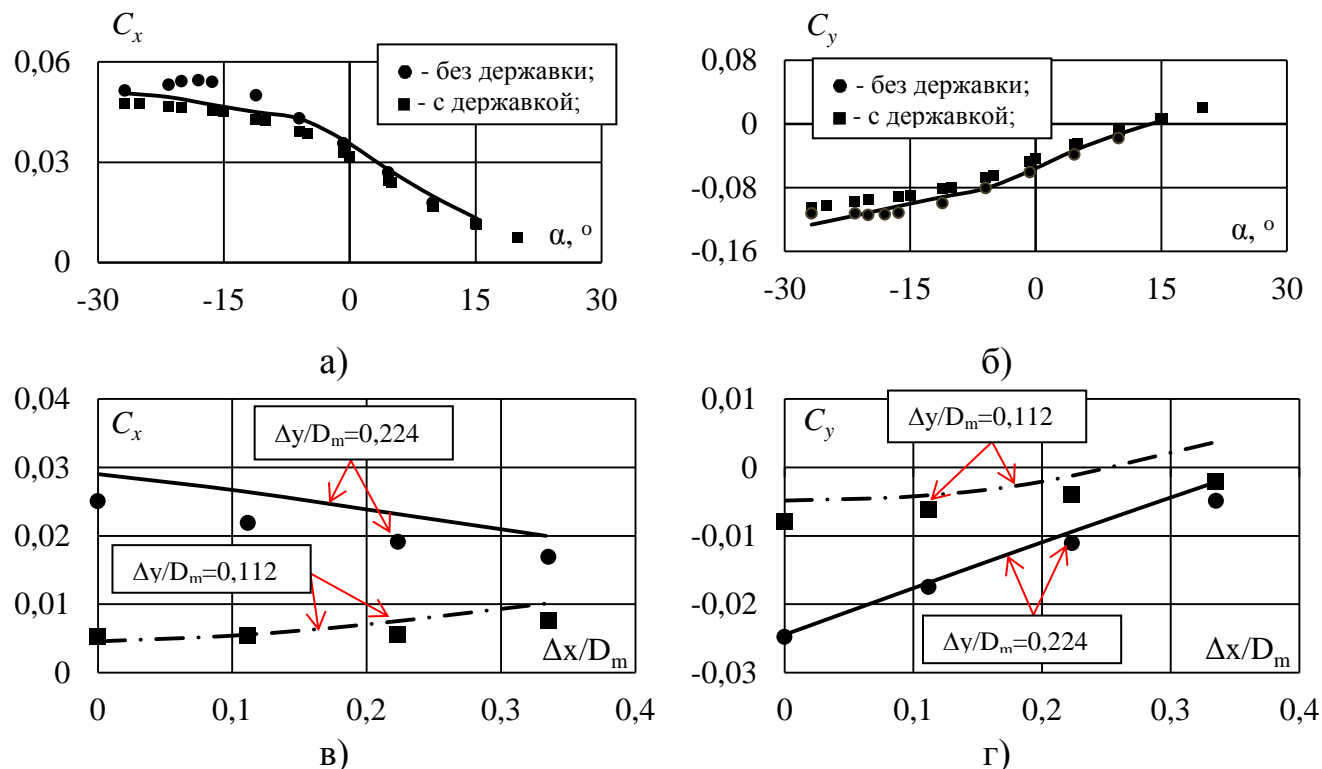


Рисунок 7. АДХ КЛПК при изолированном обтекании (а, б) и с учетом аэродинамической интерференции при $\alpha = 15^\circ$ и $\phi_a = 0^\circ$ (в, г) (линии – экспериментальные данные, точки – численный расчет)

Из графиков АДХ КЛПК в присутствии ВА можно сделать вывод, что как при перемещении крышки к лобовой поверхности аппарата, так и при большем ее удалении от боковой части ВА аэродинамические коэффициенты КЛПК увеличиваются по модулю (Рисунок 7, в, г), вследствие попадания крышки в поток с бóльшим скоростным напором. Относительная погрешность вычисления коэффициента продольной силы КЛПК с учетом взаимного влияния при нахождении крышки во внешнем возмущенном потоке ($\Delta y/D_m = 0,224$ при $\alpha = 15^\circ$, $\phi_a = 0^\circ$) составляет не более 20%.

В пятой главе с использованием предложенного алгоритма проведены параметрические исследования по определению условий возможного соударения отделяемого элемента (лобового, бокового, донного) с возвращаемым аппаратом, а также даны рекомендации по предотвращению столкновения.

Рассмотрено отделение ЛТЭ с различным импульсом толкателей в диапазоне углов атаки $\alpha = 0^\circ \dots 58^\circ$ при малой дозвуковой скорости набегающего потока. Усилия толкателей рассчитываются исходя из рассматриваемой относительной начальной скорости отделения (V_0/V_∞), которая составляет 0,33, 0,66 и 1. Также рассмотрено отделение ЛТЭ при нулевом импульсе толкателей (только под действием силы тяжести).

Во всех рассмотренных случаях величина усилий толкателей влияет как на АДХ ВА и ЛТЭ, так и на изменение кинематических параметров движения экрана. Например, с ростом начальной скорости отделения ЛТЭ при $\alpha = 15^\circ$ происходит уменьшение периода его колебаний (Рисунок 8, а). При увеличении относительной скорости отделения до $V_0/V_\infty = 1$ амплитуда колебаний ЛТЭ существенно возрастает.

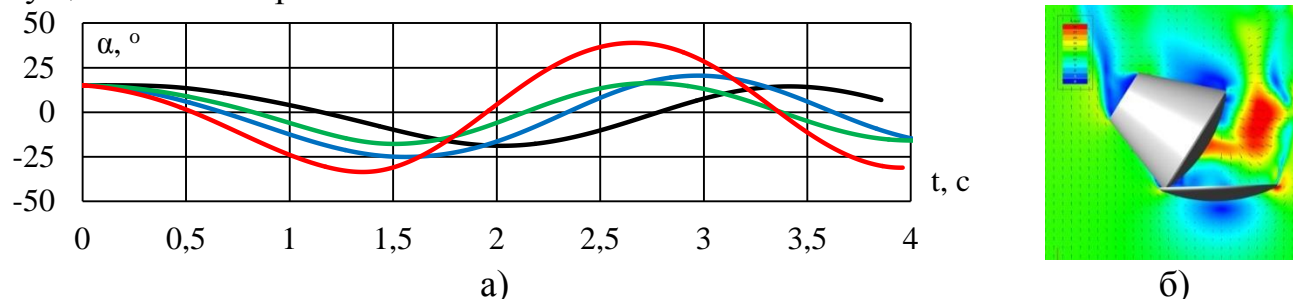


Рисунок 8. Изменение угла атаки ЛТЭ от времени при отделении от ВА при $\alpha = 15^\circ$ (а) и момент касания ЛТЭ с поверхностью ВА при $\alpha = 58^\circ$, $V_0/V_\infty = 1$ (б) (— - $V_0/V_\infty = 0$, — - $V_0/V_\infty = 0,33$, — - $V_0/V_\infty = 0,66$, — - $V_0/V_\infty = 1$)

Разделение ЛТЭ и ВА с помощью пиросредств происходит без соударения при относительной начальной скорости $V_0/V_\infty = 0,33$ и углах атаки $\alpha = 0^\circ \dots 43^\circ$, однако при $\alpha = 58^\circ$ возникает их опасно близкое сближение. Увеличение относительной скорости отделения V_0/V_∞ до значений 0,66 и 1 приводит к столкновению ЛТЭ с поверхностью ВА при $\alpha = 58^\circ$ (Рисунок 8, б) и опасно близкому сближению при $\alpha = 43^\circ$. В результате рекомендуется проводить отделение ЛТЭ от ВА при усилиях толкателей, способных придать начальную относительную скорость ЛТЭ не более $V_0/V_\infty = 0,33$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0^\circ \dots 43^\circ$.

С использованием численного моделирования показано различие в получаемых результатах АДХ при расчетах с неподжным и подвижным лобовым теплозащитным экраном при $\alpha = 43^\circ$ и при нулевом усилии толкателей. При решении задачи разделения ЛТЭ и ВА с использованием динамической сетки получены траектории движения и АДХ в процессе движения экрана. Затем проведены численные расчеты совместного обтекания неподжных ВА и ЛТЭ, положения которого при расчетах задавались исходя из полученной траектории движения экрана на первом этапе, соответствующие временам $t_1 = 1,5$ с, $t_2 = 2,5$ с, $t_3 = 3,5$ с. Существенные отличия в структурах течения для случаев подвижного и неподжного экрана наблюдаются в области между донной поверхностью ЛТЭ и лобовой поверхностью ВА на начальном этапе движения (Рисунок 9, а, в).

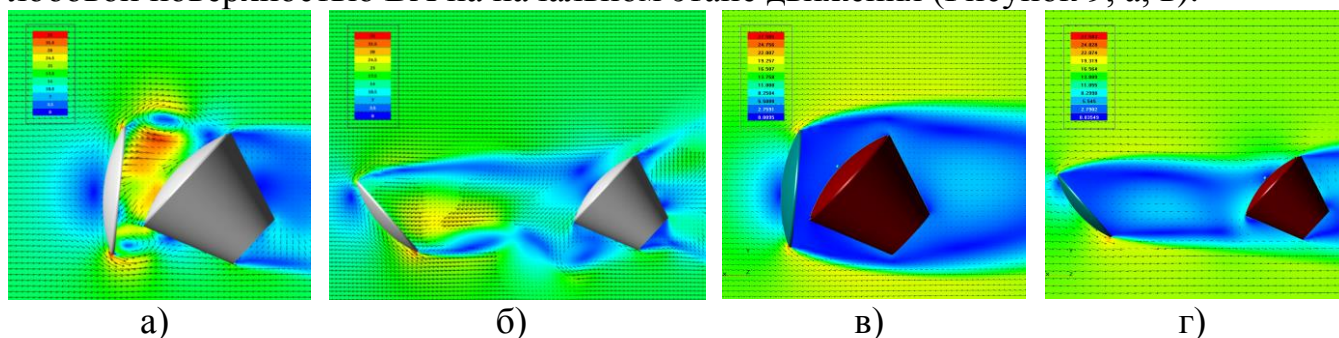


Рисунок 9. Структуры течения при расчете подвижного (а – б) и неподжного (в – г) ЛТЭ

При расчете с неподвижным ЛТЭ, в области за ним структура течения аналогична структуре отрывного течения в свободной каверне. Образуются замкнутые зоны отрыва в донном следе (Рисунок 9, в) с постоянным осредненным давлением по поверхности экрана. При подвижном ЛТЭ структура перестраивается, и в верхней части возникает локальная область донного течения с разделением потока, часть которого движется к лобовой поверхности ВА, а другая вытекает в зазор между нижней донной частью теплозащитного экрана и лобовой поверхности ВА (Рисунок 9, а). За счет уменьшения площади зазора при движении к нижней части происходит ускорение потока и падение давления. В результате таких особенностей аэродинамическая сила, действующая на ВА, направлена в сторону донной части экрана, а C_{xa} подвижного ЛТЭ больше при $t_1=1,5$ с, по сравнению со случаем обтекания неподвижного ЛТЭ (Рисунок 10, г). При $t_1=2,5$ с и $t_3=3,5$ с АДХ ЛТЭ в расчетах при подвижном и неподвижном экране практически не изменяются (Рисунок 10, д, е). Однако наблюдаются некоторые различия в АДХ ВА (Рисунок 10, б, в) вследствие воздействия на него нестационарного спутного следа.

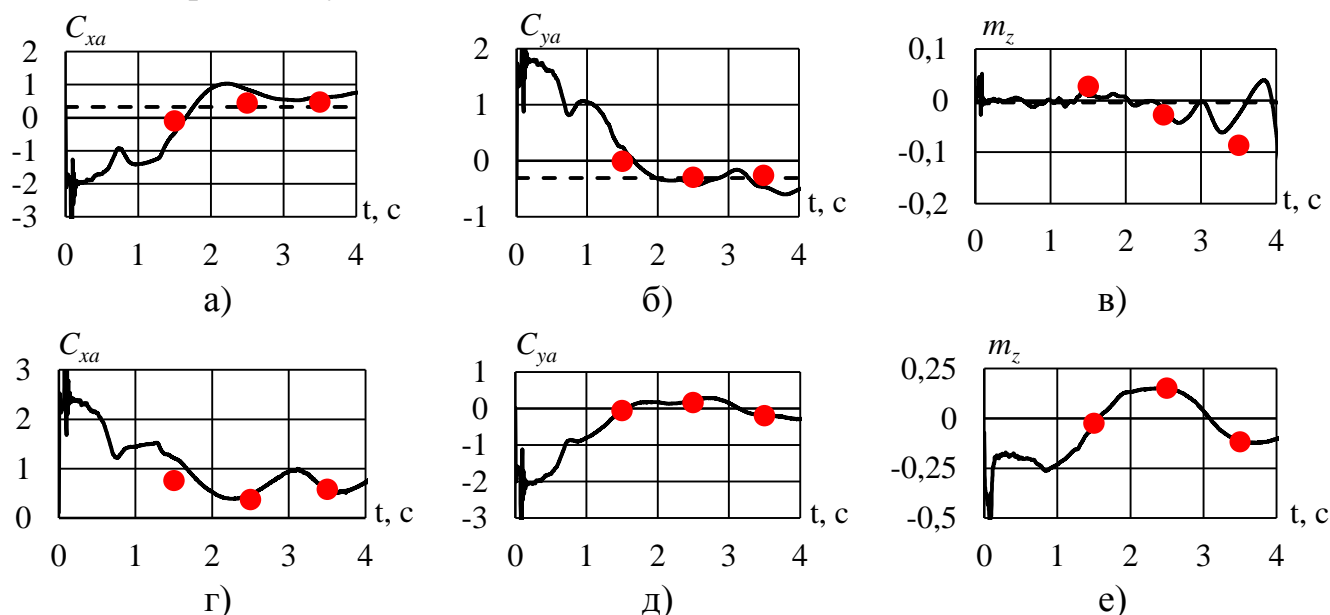


Рисунок 10. АДХ ВА (а – в) и ЛТЭ (г – е) в процессе отделения
 (----- до момента отделения ЛТЭ, ——— с применением динамической сетки,
 ● – с использованием неподвижной сетки)

Проведено численное моделирование отделения КЛПК с боковой поверхности ВА при помощи толкателей, импульс которых рассчитывался исходя из рассматриваемой относительной начальной скорости отделения: $V_0/V_\infty = 0,026$, $0,052$ и $0,078$. Число Маха набегающего потока составляло $M_\infty = 0,6$. Диапазон углов атаки $\alpha = -45^\circ \dots 45^\circ$. Параметры атмосферы соответствовали значениям на высоте $H = 5000$ м. Определено, что отделение КЛПК без соударения происходит при любых рассмотренных импульсах при $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 15^\circ$. При $\alpha = -15^\circ$, когда крышка находится на подветренной стороне, низкая относительная скорость отделения ($V_0/V_\infty = 0,026$) приводит к столкновению КЛПК и ВА. Увеличение $|\alpha|$ до 30° и 45° приводит к опасно близкому прохождению крышки около ВА ($\alpha = -45^\circ$; $V_0/V_\infty = 0,078$ и $\alpha = 30^\circ$; $V_0/V_\infty = 0,052$) или столкновению, что обуславливает небезопасное отделение. В процессе отделения КЛПК от ВА получены их АДХ

(Рисунок 11). При движении КЛПК по направляющим давление в парашютном контейнере уменьшается, в результате чего происходит всплеск АДХ ВА. При дальнейшем удалении крышки от ВА его АДХ принимают колебательный характер вблизи значения, соответствующего значению до отделения крышки (Рисунок 11, а – в). АДХ КЛПК носят знакопеременный характер (Рисунок 11, г – е) вследствие вращения крышки при удалении от ВА, а их период с увеличением скорости отделения уменьшается. В момент выхода КЛПК из отрывной области ВА происходит увеличение ее АДХ по модулю в результате воздействия внешнего потока.

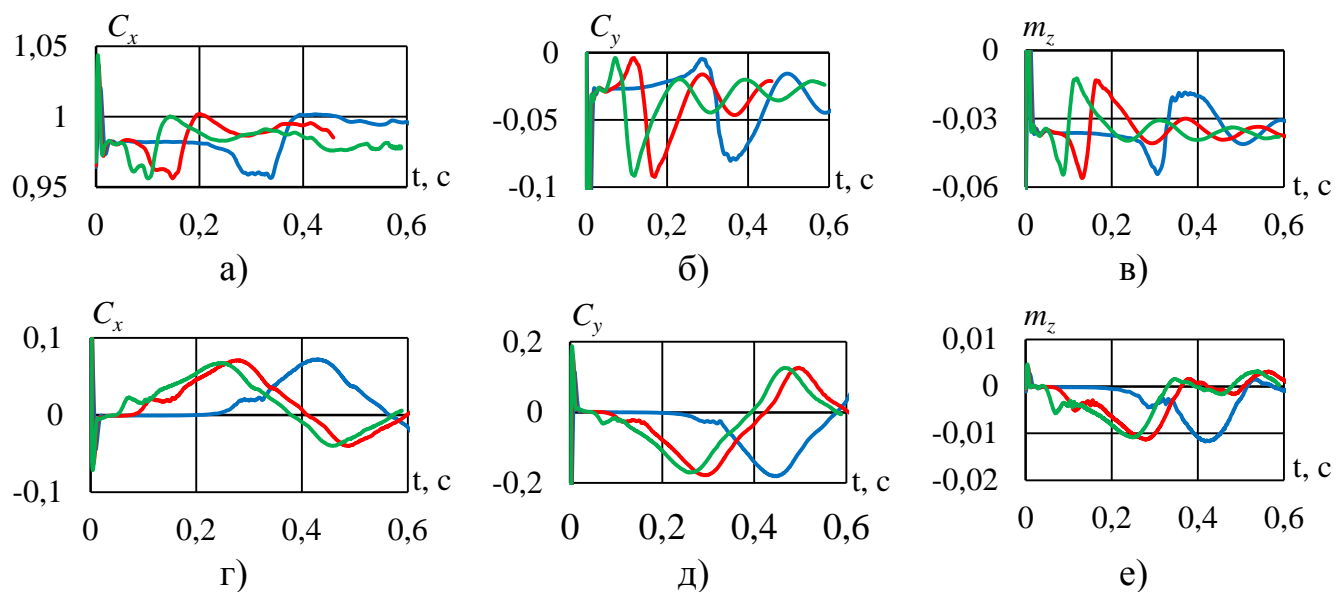


Рисунок 11. АДХ ВА (а – в) и КЛПК (г – е) в процессе ее отделения при $\alpha = 15^\circ$
(— $V_0/V_\infty = 0,026$, — $V_0/V_\infty = 0,052$, — $V_0/V_\infty = 0,078$)

Для КЛПК, расположенной на боковой поверхности ВА рассмотрено влияние силы тяжести на процесс отделения. Направление силы тяжести принималось противоположно вектору аэродинамической силы, действующей на ВА до отделения КЛПК.

Учет силы тяжести при моделировании отделения КЛПК с малой относительной начальной скоростью отстрела ($V_0/V_\infty = 0,026$) оказывает существенное влияние на траекторию крышки вблизи ВА (Рисунок 12 а, б). С увеличением начального импульса отделения КЛПК данный эффект снижается (Рисунок 12 в, г). Также на траекторию отделения крышки оказывает влияние угол атаки ВА. При наличии силы тяжести, чем дольше КЛПК оказывается в области отрывного течения, тем ее сильнее смещает в сторону действия силы тяжести.

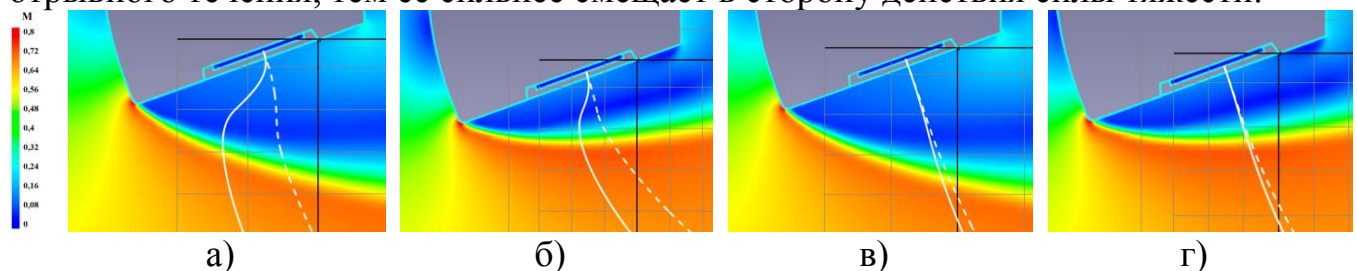


Рисунок 12. Траектории отделения КЛПК при $\alpha = 0^\circ$ (а, в) и $\alpha = 15^\circ$ (б, г)
для случаев $V_0/V_\infty = 0,026$ (а, б) и $V_0/V_\infty = 0,078$
(сплошная – с учетом силы тяжести; пунктир – без учета силы тяжести)

Для поиска способов ликвидации столкновения ВА и КЛПК, расположенной на боковой поверхности, проведены параметрические исследования влияния геометрических параметров крышки люка. Рассматривалась установка щитков в передней (Рисунок 13, б, поз.1) и задней (Рисунок 13, б, поз.2) частях, наплывов (Рисунок 13, в, г), а также профилирование передней кромки внутренней (Рисунок 13, д) и внешней (Рисунок 13, е) поверхности крышки. Также рассматривается вариант комбинации профилирования передней кромки и установки прямого щитка (Рисунок 13, ж), высота которого $h = 1/2H$, а его установка предусматривается на расстоянии $l = 1/3L$ или $l = 2/3L$ от передней кромки, где H – толщина КЛПК, а L – длина КЛПК. Рассматривается создание гладкой выемки перед щитком на расстоянии $l = 1/3L$ от передней кромки (Рисунок 13, з). Предполагается, что при изменении конструктивных параметров массовые характеристики КЛПК не изменяются.

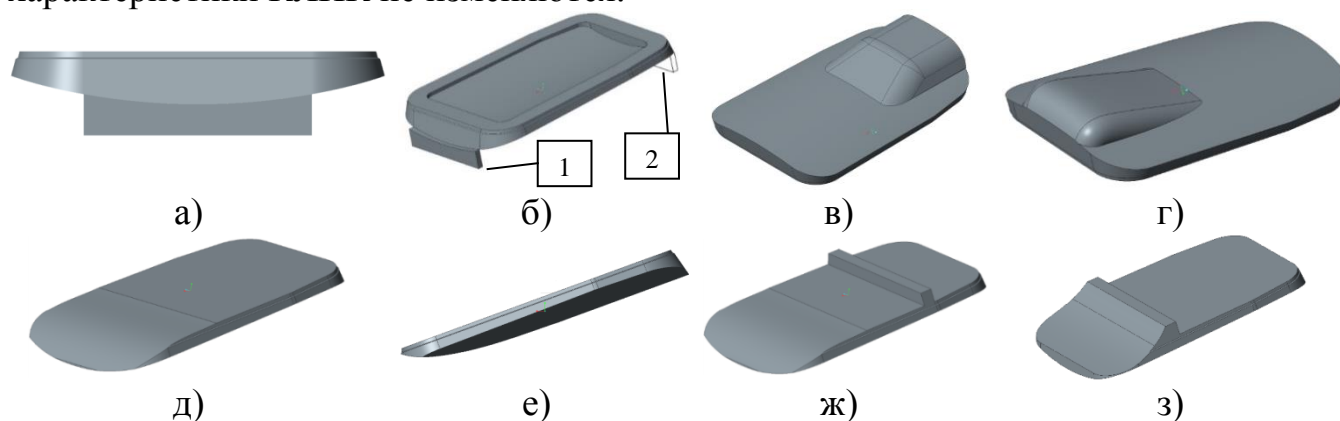


Рисунок 13. Конструктивные исполнения КЛПК

Исследования проводились при обтекании ВА дозвуковым сжимаемым потоком с числом Маха $M_\infty=0,6$ под углом атаки $\alpha = 30^\circ$ и начальной скорости отделения КЛПК равной $V_0/V_\infty = 0,078$. При моделировании отделения базового варианта КЛПК с такими начальными условиями возникает столкновение с ВА (Рисунок 15, б). В результате детального изучения и анализа структур течения в различные моменты времени выявлено, что основной причиной столкновения КЛПК с ВА является разрежение в отрывной области на внутренней поверхности крышки со стороны ВА, в результате чего знак момента тангажа положительный, а вращение КЛПК после отделения происходит по часовой стрелке. Для предотвращения столкновения при данных начальных условиях отделения предлагается изменить знак аэродинамического момента тангажа путем изменения распределения давления по поверхности КЛПК с помощью внесения некоторых конструктивных изменений. Требуемый знак момента тангажа (Рисунок 14, в) удалось получить при расположении щитка на внешней поверхности в передней и задней части крышки, профилировании передней верхней части КЛПК с установкой щитка на расстоянии $l = 1/3L$, а также при наличии небольшой гладкой выемки перед щитком на расстоянии $l = 1/3L$ от передней кромки. Показано, что профилирование передней кромки с установкой щитка на расстоянии $l = 2/3L$ не дает требуемого знака момента тангажа (Рисунок 14), и в таком случае происходит столкновение КЛПК с ВА. Аналогичный эффект возникает при профилировании передней внешней поверхности КЛПК, а также при наличии наплывов на внешней поверхности.

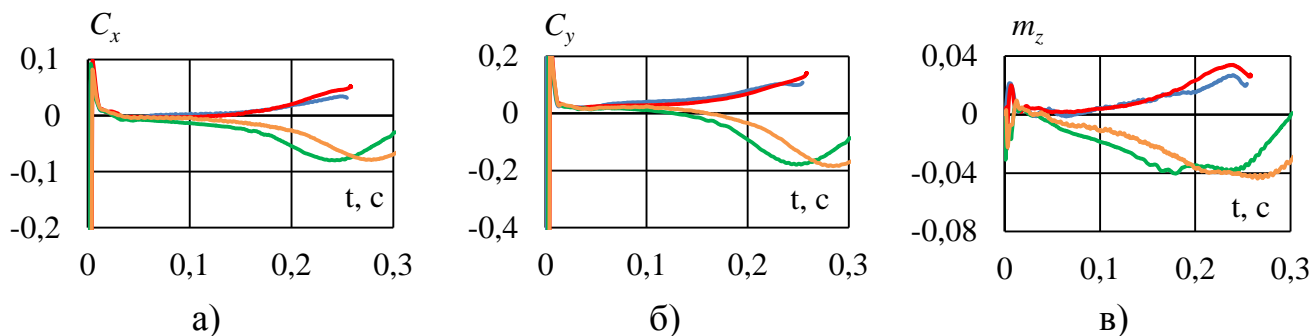


Рисунок 14. АДХ КЛПК при ее отделении

— базовый вариант; — щиток на расстоянии $l = 1/3L$; — щиток на расстоянии $l = 2/3L$; — гладкая выемка со щитком

В качестве альтернативного способа отделения КЛПК рассматривается применение поворотного механизма. Такой механизм представляет собой систему рычагов, соединённых с ВА и КЛПК шарнирами. Действие момента на рычаги определяет параметры движения КЛПК. При повороте рычагов на заданный угол γ механическая связь между ВА и КЛПК исчезает, и КЛПК движется под действием аэродинамической силы. Проведены параметрические расчёты при вариации кинематических характеристик поворотного механизма: длины рычага r , угла поворота рычага γ , направления поворота рычагов (по часовой или против часовой стрелке), угла поворота КЛПК ϕ относительно боковой поверхности ВА и скорости центра масс крышки V_0 в момент прекращения действия рычагов (Рисунок 15, а). Влияние силы тяжести, действующей на КЛПК, в расчетах не учитывалось. При раскрытии рычагов против часовой стрелки, $\phi = 0^\circ$ и $V_0/V_\infty = 0,078$ КЛПК после отделения проходит в опасной близости от ВА. В таком случае движение крышки в потоке сопровождается вращением по часовой стрелке и дальнейшим попаданием в зону отрывного течения за ВА.

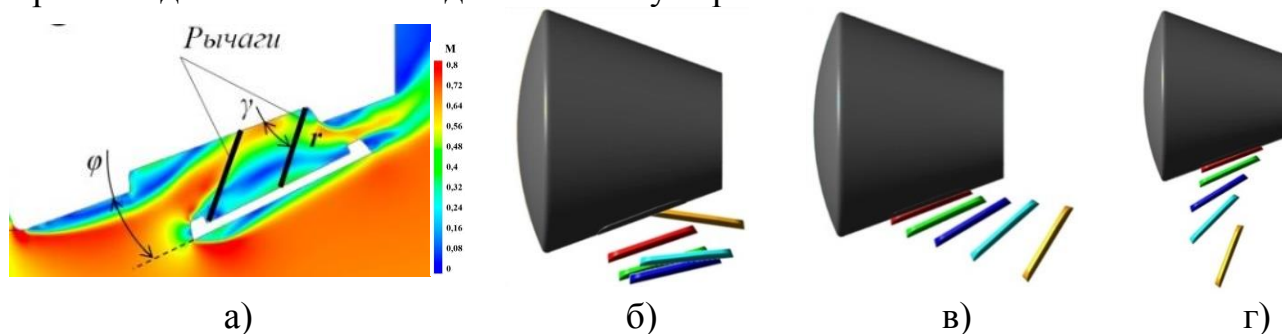


Рисунок 15. КЛПК при отделении от ВА с помощью пиросредств (б) и поворотного механизма с раскрытием рычагов против (а, в) и по (г) часовой стрелке при $\alpha = 30^\circ$

(■ - $t = 0$ с; ■ - $t = 0,05$ с; ■ - $t = 0,1$ с; ■ - $t = 0,15$ с; ■ - $t = 0,2$ с; ■ - $t = 0,25$ с)

Снижение относительной скорости центра масс КЛПК до $V_0/V_\infty = 0,052$ приводит к столкновению с ВА при $\gamma = 30^\circ$ и $\gamma = 90^\circ$, а при $\gamma = 60^\circ$ КЛПК проходит в опасной близости от его поверхности. При $\phi = 5^\circ$ и $V_0/V_\infty = 0,052$ крышка в момент отделения от ВА имеет ненулевую угловую скорость вращения, а структура течения характеризуется наличием отрыва на ее верхней и нижней части (Рисунок 15, а). Направление вращения при дальнейшем движении происходит против часовой стрелке, и крышка попадает во внешний поток, что

является предпочтительным для ввода в эксплуатацию парашютной системы. При раскрытии рычагов по часовой стрелке наблюдаются аналогичные особенности течения, и направление вращения при движении не изменяется.

Проведено численное моделирование отделения КЛПК с вариантами поворотного механизма, позволяющими ликвидировать столкновение крышки с ВА при $\alpha = 30^\circ$ (раскрытие рычагов по и против часовой стрелки (Рисунок 15, в, г); $r/D_m = 0,112$; $\gamma = 60^\circ$; $\varphi = 5^\circ$; $V_0/V_\infty = 0,052$), для углов атаки $\alpha = -45^\circ \dots 45^\circ$. При повороте рычагов против часовой стрелки удастся произвести отделение КЛПК без соударения с ВА в диапазоне углов атаки $\alpha = 15^\circ \dots 30^\circ$, а при повороте рычагов по часовой стрелке – в диапазоне углов атаки $\alpha = -45^\circ \dots 30^\circ$.

Рассмотрены результаты математического моделирования отделения элемента конструкции ВА с донной поверхности при начальных условиях аналогичных при отделении КЛПК с боковой поверхности ($V_0/V_\infty = 0,026, 0,052$ и $0,078$; $M_\infty = 0,6$; $H = 5000$ м) в диапазоне углов атаки $\alpha = 0^\circ \dots 30^\circ$. Определено, что при $\alpha = 0^\circ$ столкновение происходит при всех рассмотренных скоростях отделения. При углах атаки $\alpha = 15^\circ \dots 30^\circ$ крышка покидает отрывную область и начинает вращаться, а ее АДХ приобретают колебательный характер (Рисунок 16, а). Столкновения при таких углах атаки и рассматриваемых импульсах отделения крышки не возникает.

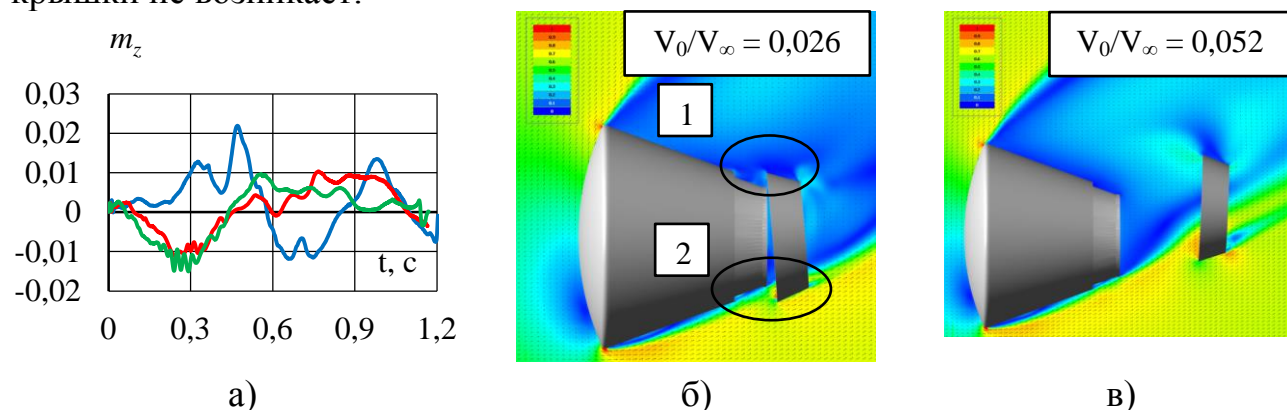


Рисунок 16. Коэффициент m_z донного элемента ВА и структуры течения при его отделении при $\alpha = 30^\circ$
(— $V_0/V_\infty = 0,026$, — $V_0/V_\infty = 0,052$, — $V_0/V_\infty = 0,078$)

Характерной особенностью при $\alpha = 30^\circ$ является то, что при увеличении относительной начальной скорости движения КЛПК со значения $V_0/V_\infty = 0,026$ до значений $V_0/V_\infty = 0,052$ или $V_0/V_\infty = 0,078$ происходит изменение направления вращения крышки. После отделения данного элемента конструкции направление его движения близко к направлению скорости внешнего потока. В результате при меньшей скорости ($V_0/V_\infty = 0,026$) воздействие внешнего потока на нижнюю часть крышки (Рисунок 16, б, обл. 2) больше, чем в аналогичных положениях при большей скорости отделения. Такая особенность приводит к вращению крышки против часовой стрелки, а в области 1 (Рисунок 16, б) увеличивается вероятность соударения, чего не возникает при большей скорости V_0 (Рисунок 16, в). При движении элемента конструкции с различным направлением вращения амплитудные значения коэффициента m_z близки по модулю, но противоположны по знаку. При скоростях отделения $V_0/V_\infty = 0,052$ и $0,078$ амплитудные значения АДХ крышки практически не отличаются.

При $\alpha = 0^\circ$ проведен расчет минимально допустимой скорости безопасного отделения крышки с использованием дифференциального уравнения движения КЛПК вдоль оси симметрии ВА:

$$\frac{dV(x)}{dx} = \frac{1}{mV(x)} \left\{ F_x(x) + C_x \cdot \rho \cdot S_m \left[V(x) \cdot V_1(x) + \frac{V_1(x)^2}{2} \right] \right\}, \quad (1)$$

где S_m – площадь миделя ВА; m – масса КЛПК; C_x – коэффициент продольной силы КЛПК; ρ – плотность воздуха в области отрывного течения ВА, $F_x(x)$ – продольная сила, действующая на КЛПК, в зависимости от координаты x ; $V(x)$ – относительная скорость движения крышки; $V_1(x)$ – изменение скорости потока в отрывной области вдоль оси симметрии ВА. Для решения уравнения (1) проведены дополнительные расчеты обтекания ВА и неподвижного донного элемента, а также изолированной КЛПК ($C_x = 0,137$). Поскольку в отрывной области ВА скорость мала, можно принять, что в данной области течение несжимаемо ($\rho = 0,588 \text{ кг/м}^3$).

Для решения уравнения принято граничное условие: значение относительной скорости ц.м. КЛПК в точке смены знака аэродинамической силы (Рисунок 17, б, точка А) равно $V_0/V_\infty = 0,01$. Определена относительная начальная скорость отделения при заданном граничном условии для предотвращения столкновения равная $V_0/V_\infty = 0,126$. В результате математического моделирования отстрела донного элемента конструкции при рассчитанной начальной скорости подтверждено безопасное отделение.

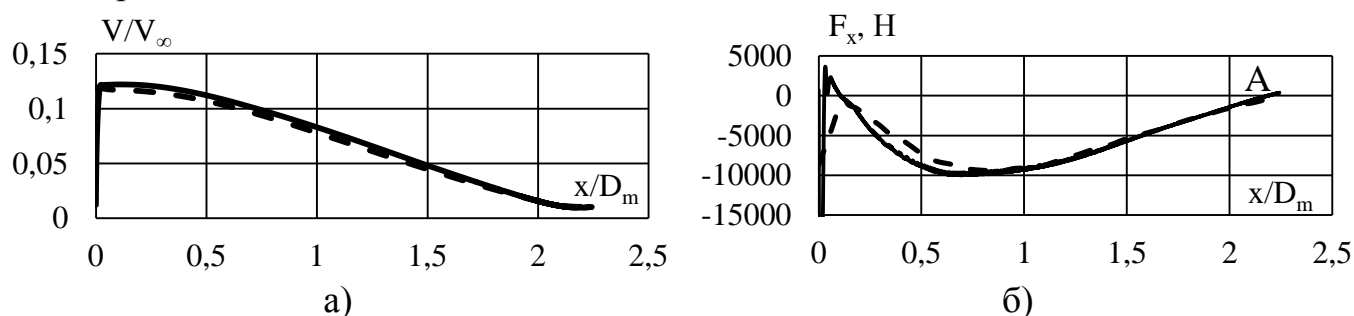


Рисунок 17. Графики изменения модуля продольной скорости ц.м. КЛПК (а) и величины продольной силы (б) от расстояния
(— — результат численного моделирования, - - - - - аналитический расчет)

Наблюдается удовлетворительное согласование результатов, полученных при решении дифференциального уравнения движения ц.м. КЛПК и результатов численного моделирования в пакете FlowVision с соответствующими начальными условиями (Рисунок 17).

В результате вышесказанного рекомендуется проводить отделение элемента конструкции с донной поверхности ВА при усилиях толкателей, способных придать ему относительную начальную скорость более $V_0/V_\infty = 0,052$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 15^\circ \dots 30^\circ$. Для случая отделения при $\alpha = 0^\circ$ возможно проводить импульсный анализ для определения минимальной относительной скорости отделения, которая в данном случае составляет $V_0/V_\infty = 0,126$.

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты работы и даны рекомендации по вариантам безопасного отделения элементов конструкции с лобовой, боковой и донной частей возвращаемого аппарата.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

1. Проведен комплекс экспериментальных исследований по определению АДХ моделей отделяемых элементов конструкции возвращаемого аппарата на аэродинамических установках Т-500 (МГТУ им. Н.Э. Баумана) и Т-128 (ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского). Определены АДХ моделей, как при изолированном обтекании, так и с учетом взаимного влияния. При помощи визуализации течения получены интерференционные структуры обтекания моделей в АДТ Т-500.

2. Проведена адаптация математической модели и методики расчета параметров обтекания модели ВА на базе вычислительного пакета FlowVision. Разработан алгоритм определения АДХ системы «отделяемый элемент – возвращаемый аппарат». С применением адаптированной модели и предложенного алгоритма проведены численные расчеты обтекания отделяемых элементов конструкции ВА в изолированном состоянии и с учетом взаимного влияния. Результаты математического моделирования сравнивались с результатами экспериментов. Получено удовлетворительное согласование данных.

3. Выполнены параметрические исследования влияния условий обтекания ВА и кинематических параметров в момент отделения элементов конструкции (лобовых, боковых, донных) возвращаемого аппарата. Выявлены случаи, при которых происходит столкновение отделяемых элементов с поверхностью ВА.

4. Путем проведения параметрических исследований кинематических параметров при отделении лобового теплозащитного экрана получены АДХ и структуры течения. Показано различие в результатах при моделировании подвижного и неподвижного ЛТЭ, вызванные дополнительным разрежением между ВА и ЛТЭ при его движении. Даны рекомендации по отделению лобового теплозащитного экрана, а именно: рекомендуется проводить разделение ВА и ЛТЭ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0^\circ \dots 43^\circ$ при усилиях толкателей, способных придать относительную начальную скорость отделения ЛТЭ не более $V_0/V_\infty = 0,33$ при сходе с направляющих.

5. Вариации геометрических параметров крышки люка парашютного контейнера позволили выбрать способы изменения конструкции базовой модели (профилирование передней кромки с установкой щитка на верхней поверхности крышки, установка щитков в передней или задней частях на нижней поверхности КЛПК), позволяющие ликвидировать столкновение с возвращаемым аппаратом, возникающее в результате пониженного давления в области между КЛПК и ВА. При таких изменениях конструкции крышки возможно проводить безопасное отделение при $V_0/V_\infty = 0,052 \dots 0,078$ в диапазоне $\alpha = 0^\circ \dots 30^\circ$. Предложен способ отделения крышки при помощи поворотного механизма, позволяющий расширить диапазон углов атаки для безопасного отделения КЛПК с боковой поверхности ВА до $\alpha = -45^\circ \dots 30^\circ$ при $V_0/V_\infty = 0,052$.

6. Для элемента конструкции ВА, расположенного на его донной поверхности, рекомендуется проводить отделение при усилиях толкателей, способных придать ему относительную начальную скорость более $V_0/V_\infty = 0,052$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 15^\circ \dots 30^\circ$. Для варианта разделения при $\alpha = 0^\circ$ определено, что в результате воздействия спутного следа ВА на поверхность КЛПК происходит столкновение при $V_0/V_\infty = 0,052 \dots 0,078$. Для указанного

варианта отделения возможно проводить импульсный анализ для определения минимальной скорости отделения, которая в данном случае составляет $V_0/V_\infty = 0,126$.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Слободянюк Д.М., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Влияние интерференционных эффектов на аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и конструктивные элементы парашютной системы при их разделении // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 10(727). С. 54-64. (0,625 п.л./0,25 п.л.).
2. Слободянюк Д.М., Калугин В.Т. Численное определение аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и лобового теплозащитного экрана при его отделении с учетом взаимного интерференционного влияния // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 53-60. (0,4 п.л./0,2 п.л.).
3. Слободянюк Д.М., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Исследование аэродинамических характеристик различных конструкций крышки люка парашютного контейнера при отделении от возвращаемого аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 2. С. 65-74. (0,5 п.л./0,2 п.л.).
4. Слободянюк Д.М., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Численное исследование аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата и донного элемента конструкции в процессе их разделения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 10(118). С. 1-15. (0,875 п.л./0,3 п.л.).
5. Slobodyanyuk D.M., Kalugin V.T. Determining the zone of aerodynamic interference between a decent module and the module's parachute compartment hatch door during separation // AIP Conference Proceedings 2171, 130023 (2019). 7 p. (0,4 п.л./0,2 п.л.).
6. Slobodyanyuk D.M., Kalugin V.T. Numerical Determination of the Aerodynamic Characteristics of the Re-Entry Vehicle and the Front Heat Shield during Its Separation Taking into Account Nutual Interference Influence // Russian Aeronautics. 2020. Vol. 63. P. 425-433. (0,5 п.л./0,25 п.л.).
7. Slobodyanuk D.M., Kalugin V.T., Lutsenko A.Y. Numerical analysis of the influence of the front heat shield separation process from the descent module on their aerodynamic characteristics // Journal of Physics: Conference Series 1705, 012029 (2020). 9 p. (0,5 п.л./0,2 п.л.).
8. Slobodyanuk D.M., Kalugin V.T. Numerical analysis of the descent module and its bottom structure element aerodynamic characteristics during their separation // AIP Conference Proceedings 2318, 110017 (2021). 7 p. (0,4 п.л./0,2 п.л.).
9. Slobodyanuk D.M., Kalugin V.T., Lutsenko A.Y. Modeling of the flow during separation of the descent module parachute compartment hatch door in the Earth atmosphere // AIP Conference Proceedings 2318, 190004 (2021). 7 p. (0,4 п.л./0,15 п.л.).