

# ВЛИЯНИЕ СЛОЖНЫХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ МАНЕВРОВ НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ПЛАНИРУЮЩЕГО СРЕДСТВА ДОСТАВКИ

Гунчин В.К., Гостев А.В.  
МАИ (НИУ), Москва, Россия  
gunchinvk@mai.ru, aleksgostev@yandex.ru

*Аннотация.* В данной статье рассматривается влияние сложных пространственных маневров на дальность полета планирующего средства доставки. Осуществлено численное моделирование аэродинамических характеристик летательного аппарата, построена математическая модель движения его центра масс для различных условий сброса.

*Ключевые слова:* численное моделирование, планирующий полет, аэродинамическое качество, траектория движения летательного аппарата, дальность планирующего полета, жизненный цикл изделия.

## Введение

В настоящее время все большее распространение получают средства доставки грузов, реализующие планирующий принцип полета (аэродинамические модули для неуправляемых авиабомб, контейнеры для доставки груза) [1, 2]. Такие средства доставки обладают существенным преимуществом, которое выражается в отсутствии двигателя и топлива на борту, что позволяет реализовать высокую весовую отдачу по полезной нагрузке [3, 4, 5]. Кроме того, отсутствие двигателя ведет к существенному удешевлению летательного аппарата. Для осуществления планирующего полета требуется начальный запас потенциальной энергии (высоты), который может быть получен с помощью катапультных устройств (твердотопливных ускорителей), либо с помощью носителя, с которого осуществляется сброс средства доставки (рисунки 1 и 2).



Рис. 1. Сброс планирующего контейнера LG-2K RAIN из грузового отсека SC-7 Skyvan [6]

Для планирующих средств доставки грузов, которые отделяются от носителя в полете, характерны сложные пространственные маневры, которые в значительной степени оказывают влияние на общую дальность планирующего полета. Управляемые планирующие авиабомбы (УПАБ) в зависимости от конструктивной реализации крыльевого модуля и размещения проушин [7, 8], предназначенных для крепления к балочному держателю носителя, могут осуществлять при отделении переворот на 180 градусов по крену [9, 10].

Траектория движения УПАБ как правило имеет ярковыраженный финальный участок пикирования «участок наведения» который является следствием необходимости обеспечения условий для срабатывания взрывателя бомбы.

Известно, что тактические истребители при нанесении ударов по объектам могут применять вооружение с горизонтального полета, пикирования, и кабрирования. Для определения дальности полета при установившемся снижении (планировании) предлагается использовать следующее выражение:

$$L_{пл} = H |ctg\theta| = \frac{H}{|tg\theta|} = KH. \quad (1)$$



Рис. 2. GBU-38 (JDAM-ER) на подвеске истребителя F-18 Hornet [11]

Данное выражение (1) не позволяет определить связь дальности полета планирующего средства доставки с такими сложными пространственными маневрами как: переворот при отделении, пикирование на финальном участке траектории, сброс с кабрирования. При этом очевидно, что аэродинамическое качество установившегося снижения зависит от нелинейности изменения коэффициента сопротивления от числа Маха полета, так как сброс УПАБ как правило осуществляется с высот порядка десяти километров, на числах Маха 0.7 – 0.85. Для определения влияния вышеперечисленных факторов на общую дальность планирующего полета требуется осуществить математическое моделирование движения центра масс летательного аппарата с учетом нелинейных аэродинамических эффектов.

## 1. Описание геометрической модели летательного аппарата

Для определения аэродинамических характеристик планирующего средства доставки создана математическая модель теоретического контура летательного аппарата в двух вариантах: для транспортировочного положения крыла и полетного положения крыла. CAD модели представлены на рисунке 3. Геометрическая модель с достаточной степенью точности отражает характерные особенности летательных аппаратов такого класса.



Рис. 3. CAD модели летательного аппарата в двух конфигурациях

Геометрические и массовые характеристики летательного аппарата представлены в таблице 1 [12, 13]. Летательный аппарат нормальной аэродинамической схемы, высокоплан, с крылом большого удлинения, четырьмя цельноповоротными рулями, расположенными в хвостовой части. Подвеска на балочный держатель осуществляется с помощью проушин, расположенных на корпусе груза. После отделения летательный аппарат осуществляет вращение по крену на 180 градусов.

Таблица 1. Геометрические и массовые характеристики

Характеристика	Значение
Размах крыла (м)	1.92
Длина (м)	2.30
Площадь крыла (м <sup>2</sup> )	0.30
Удлинение крыла	12.37
Длина средней аэродинамической хорды (м)	0.157
Стреловидность по передней кромке (град.)	10.00
Размах оперения (м)	0.38
Масса (кг.)	280.00

## 2. Численное моделирование аэродинамических характеристик

Определение аэродинамических характеристик осуществлялось с помощью программного комплекса, реализующего RANS метод. Для проведения расчетов на основе параметрической CAD модели летательного аппарата построена неструктурированная полиэдрическая сетка. Расчетная область представляет из себя сферу диаметром 200 м. Высота первой пристеночной ячейки сетки определена из условия значения параметра  $Y^+$  вблизи стенки  $<1$ . Для внешней границы расчетной области задано граничное условие свободного потока (температура, число  $M$ , скорость и направление потока). Расчетная сетка представлена на рисунках 4, 5. Параметрическая CAD модель использовалась для формирования банка аэродинамических характеристик (АДХ), который включает в себя АДХ летательного аппарата для различных конфигураций углов установки рулей, чисел Маха, конфигурации крыла, углов атаки, углов скольжения.



Рис. 4. Граница расчетной области (поверхность летательного аппарата)



Рис. 5. Сечение расчетной области плоскостью XY (ось симметрии летательного аппарата)

Параметры решателя, а также параметры расчетной сетки представлены в таблице 2. Рациональное количество призматических слоев определялось с помощью поэтапного сгущения сетки вблизи поверхности летательного аппарата (сеточная сходимость). Для адекватного разрешения пристеночных областей количество призматических слоев было выбрано равным 45. Перечень расчетных случаев представлен в таблице 3. Параметры атмосферы задавались согласно ГОСТ 4401-81.

Таблица 2. Параметры расчетной сетки и решателя

Параметры	Значения
Количество ячеек	14601637
Тип ячеек	Полиэдр
Количество призматических слоев	45
Максимальный размер ячейки на поверхности крыла	Не более чем $CAH/100$
Среднее значение параметра $Y^+$ по поверхности	0.42
Модель турбулентности	SST (Menter) K-Omega
Модель газа	Идеальный газ

Таблица 3. Перечень расчетных случаев

Параметры	Значения
Число М	0.3, 0.7, 0.75, 0.82, 0.85, 0.9
Угол атаки (град)	От -4 до +14
Угол скольжения (град)	От -15 до +15
Угол установки рулей (град)	От -20 до +20
Высота (м)	3000, 6000, 11000
Конфигурация	Крыло раскрыто включая рули, крыло раскрыто исключая рули, крыло закрыто включая рули, крыло раскрыто исключая рули

На рис. 6, 7, 8, 9 представлены интегральные аэродинамические характеристики летательного аппарата с раскрытым крылом. Для обезразмеривания интегральных аэродинамических характеристик летательного аппарата использовалась характерная площадь крыла и длина средней аэродинамической хорды.

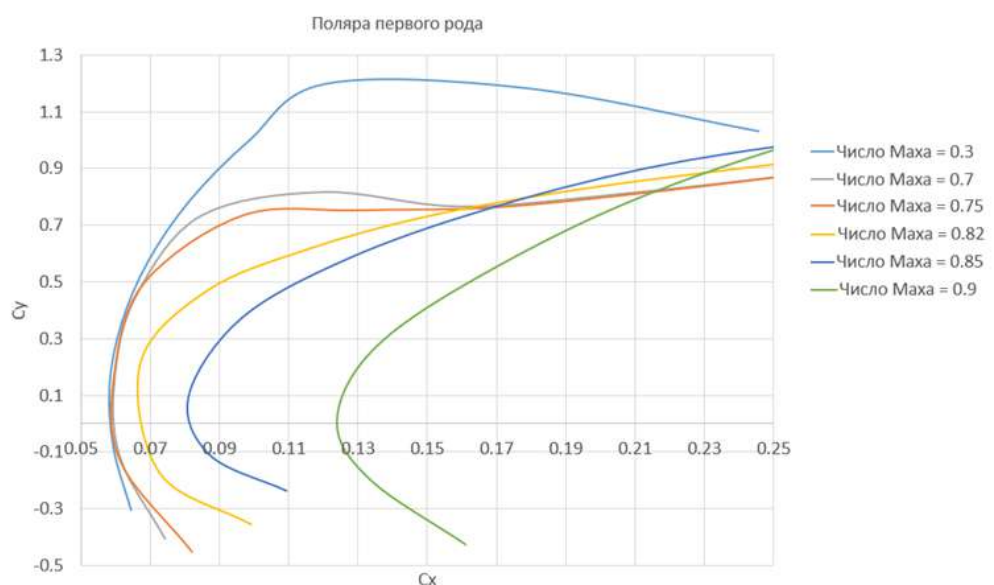


Рис. 6. Поляры для различных чисел М

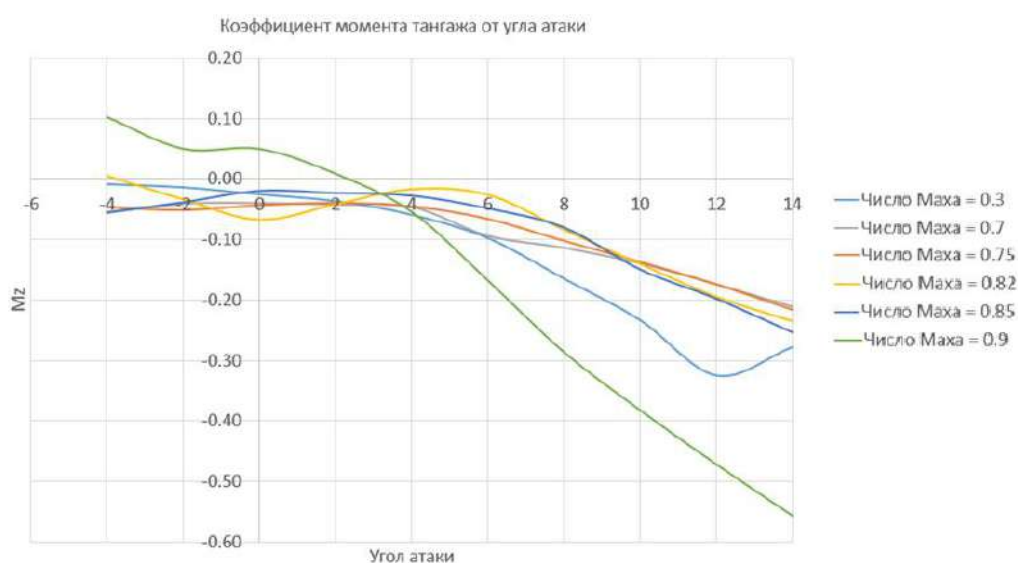


Рис. 7. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

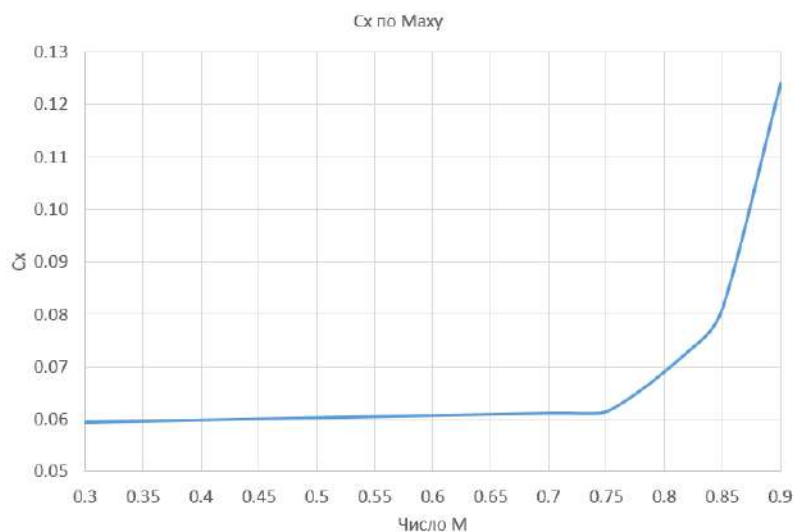


Рис. 8. Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха

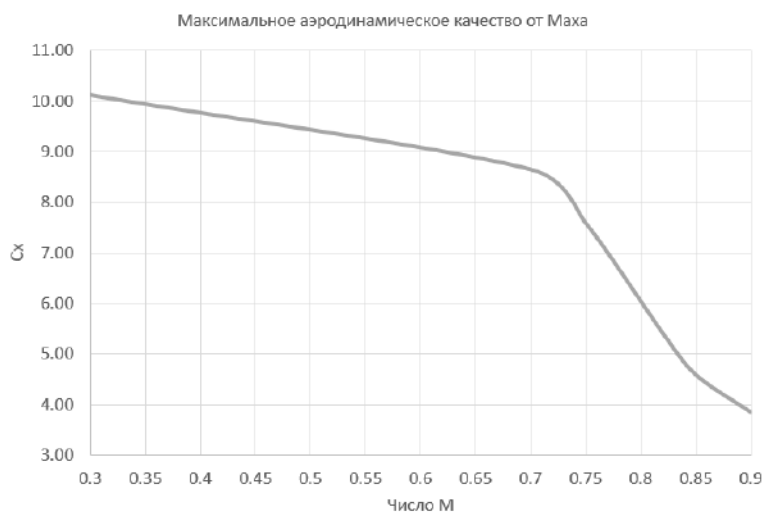


Рис. 9. Зависимость максимального аэродинамического качества от числа Маха

В таблице 4 представлены интегральные аэродинамические характеристики летательного аппарата для режима максимального качества при различных числах Маха, а также  $C_x$  при  $C_y=0$  ( $C_{x_0}$ ).

Таблица 4. Интегральные аэродинамические характеристики

Число Маха	$C_x$	$C_y$	$K$	$C_{x_0}$
0.30	0.0986	0.9979	10.1187	0.0570
0.70	0.0846	0.7320	8.6481	0.0592
0.75	0.0970	0.7364	7.5886	0.0595
0.82	0.0864	0.4670	5.4077	0.0673
0.85	0.1270	0.5820	4.5820	0.0813
0.90	0.2768	1.0618	3.8365	0.1239

### 3. Описание модели динамики движения центра масс летательного аппарата

При построении математической модели пространственное движение летательного аппарата было разделено на движение центра масс (как материальной точки) и движение вокруг центра масс.

Уравнения движения летательного аппарата как материальной точки записываются в следующем виде:

$$\begin{cases} \frac{d\vec{R}}{dt} = \vec{V}_g \\ \frac{d\vec{V}_g}{dt} = \frac{\vec{F}_g}{m} \end{cases}, \quad (2)$$

где  $\vec{R}$  – радиус-вектор:

$$\vec{R} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}, \quad (3)$$

$\vec{V}_g$  – вектор скорости в проекциях на оси нормальной земной системы координат;

$\vec{F}_g$  – полный вектор сил, действующих на летательный аппарат в проекциях на оси нормальной земной системы координат:

$$\vec{F}_g = M_{rot} \cdot \vec{F}_{CB}^a + \vec{G}, \quad (4)$$

$m$  – масса летательного аппарата;

$X, Y, Z$  – линейные координаты в нормальной земной системе координат;

$\vec{F}_{CB}^a$  – вектор аэродинамической силы, действующей на летательный аппарат в проекциях на оси связанной системы координат;

$\vec{G}$  – вес летательного аппарата:

$$\vec{G} = m \cdot \vec{g}, \quad (5)$$

$\vec{g}$  – вектор ускорения свободного падения в проекциях на оси нормальной земной системы координат:

$$\vec{g} = \begin{pmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Аэродинамическая сила, действующая на летательный аппарат, зависит от его аэродинамических характеристик, скоростного напора и геометрических размеров летательного аппарата:

$$\vec{F}_{CB}^a = \vec{c} \cdot q \cdot S, \quad (7)$$

где  $\vec{c}$  – вектор коэффициентов аэродинамической силы в проекциях на оси связанной системы координат:

$$\vec{c} = \begin{pmatrix} c_x \\ c_y \\ c_z \end{pmatrix}, \quad (8)$$

$q$  – скоростной напор, действующий на летательный аппарат:

$$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}, \quad (9)$$

$S$  – характерная площадь летательного аппарата, используемая для расчета аэродинамических сил и моментов;

$\rho$  – плотность воздуха в соответствии с МСА на высоте полета  $H$ :

$$H = Y, \quad (10)$$

$V$  – модуль вектора воздушной скорости  $\vec{V}$ :

$$\vec{V} = \vec{V}_g - \vec{W}, \quad (11)$$

$\vec{W}$  – вектор скорости ветра.

Расчет угловых ускорений при построении модели движения вокруг центра масс выполняется в соответствии с выражением:

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = I^{-1} \cdot (\vec{M}^a - \vec{\omega} \times \vec{K}), \quad (12)$$

где  $\vec{\omega}$  – вектор угловых скоростей:

$I$  – тензор инерции;

$\vec{M}_a$  – вектор аэродинамического момента, действующий на летательный аппарат;

$\vec{K}$  – вектор момента количества движения:

$$\vec{K} = I \cdot \vec{\omega}, \quad (13)$$

Аналогично аэродинамической силе, аэродинамический момент, зависит от аэродинамических характеристик летательного аппарата, скоростного напора и его геометрических размеров:

$$\vec{M}^a = \vec{m}^a \cdot q \cdot S \cdot l, \quad (14)$$

где  $\vec{m}^a$  – вектор коэффициентов аэродинамического момента:

$$\vec{m}^a = \begin{pmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{pmatrix}, \quad (15)$$

$l$  – характерный линейный размер для расчета составляющих аэродинамического момента.

Для определения ориентации связанной системы координат относительно нормальной земной выполняется расчет кватерниона:

$$\frac{dQ}{dt} = M_\omega \cdot Q, \quad (16)$$

где  $Q$  – кватернион;

$M_\omega$  – матрица, состоящая из элементов вектора угловой скорости.

Из кватерниона определяются углы тангажа ( $\vartheta$ ), крена ( $\gamma$ ) и рыскания ( $\psi$ ).

Все коэффициенты аэродинамической силы и аэродинамического момента являются функциями нескольких переменных и зависят как от параметров набегающего потока, так и от отклонения управляющих поверхностей летательного аппарата:

$$c_x = c_x(\alpha, \beta, M, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n), \quad (17)$$

$$c_y = c_y(\alpha, \beta, M, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n), \quad (18)$$

$$c_z = c_z(\alpha, \beta, M, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n), \quad (19)$$

$$m_x = m_x(\alpha, \beta, M, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n), \quad (20)$$

$$m_y = m_y(\alpha, \beta, M, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n), \quad (21)$$

$$m_z = m_z(\alpha, \beta, M, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n), \quad (22)$$

здесь  $\alpha$  – угол атаки;

$\beta$  – угол скольжения;

$M$  – число Маха;

$\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n$  – углы отклонения управляющих поверхностей;

$n$  – количество управляющих поверхностей.

При моделировании были рассмотрены следующие варианты сброса:

- сброс с горизонтального полета;
- сброс с горизонтального полета с переворотом;
- сброс с горизонтального полета с пикированием на конечном участке полета;
- сброс с горизонтального полета с переворотом и пикированием на конечном участке полета;
- сброс с кабрирования.

Разница между вариантами заключается в способе раскрытия крыла:

- при сбросе с горизонтального полета крыло раскрывается через 2 секунды после сброса;
- в случае сброса с переворотом через 2 секунды выполняется переворот. Крыло раскрывается после того, как угол крена входит в диапазон  $\pm 40^\circ$ ;
- при сбросе с кабрирования крыло раскрывается в верхней точке траектории, но не ранее чем через 2 секунды.

Если после раскрытия крыла скорость летательного аппарата меньше скорости горизонтального полета, то выполняется снижение с разгоном. Для пикирования на конечном участке полета на высоте 1500 м в качестве заданного угла планирования подается значение минус  $60^\circ$ .

#### 4. Моделирование движения центра масс летательного аппарата по траектории

С помощью математической модели движения центра масс летательного аппарата осуществлено моделирование для различных условий сброса, вариантов движения по траектории при реализации сложных пространственных маневров [14, 15, 16]. Для  $C_{x_0}$  вносилось два варианта поправки: +5% и +10%. Таким образом, производится оценка влияния величины вредного сопротивления на дальность полета летательного аппарата. На рис. 10, 11, 12 представлены зависимости аэродинамического качества, дальности полета, от различных условий сброса. Сбросы производились без учета переворота и финального участка наведения – режим полета на максимальную дальность, с учетом поправки на  $C_{x_0} +10\%$ .

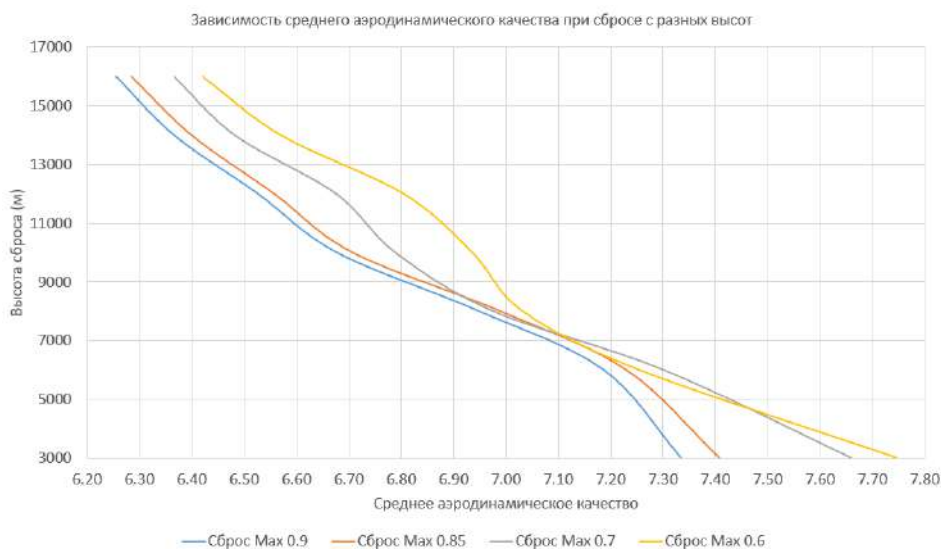


Рис. 10. Зависимость среднего аэродинамического качества при сбросе с разных высот для разных чисел Маха сброса

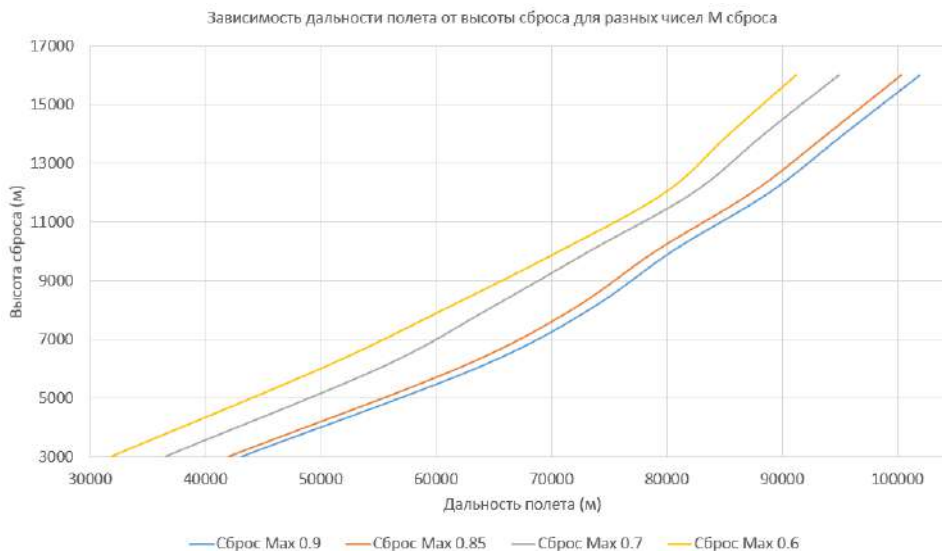


Рис. 11. Зависимость дальности полета от высоты сброса для разных чисел Маха сброса

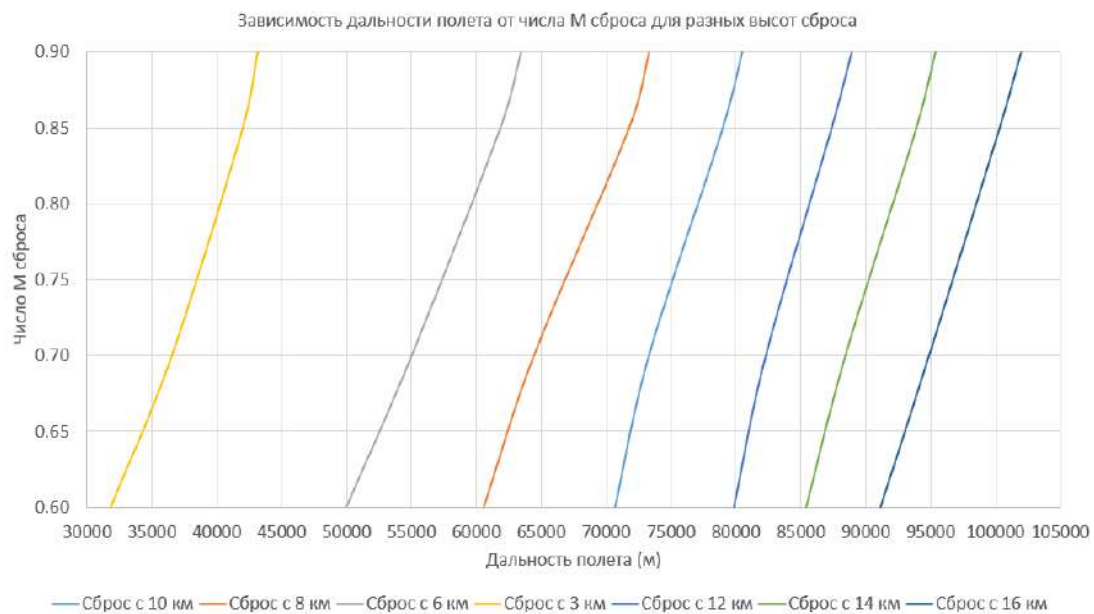


Рис. 12. Зависимость дальности полета от числа Маха сброса для разных высот сброса

На рис. 13, 14 представлены траектории движения летательного аппарата для сбросов с поправкой на  $Cx_0 + 5\%$  с учетом различных пространственных маневров (переворот при отделении, пикирование на финальном участке, кабрирование).

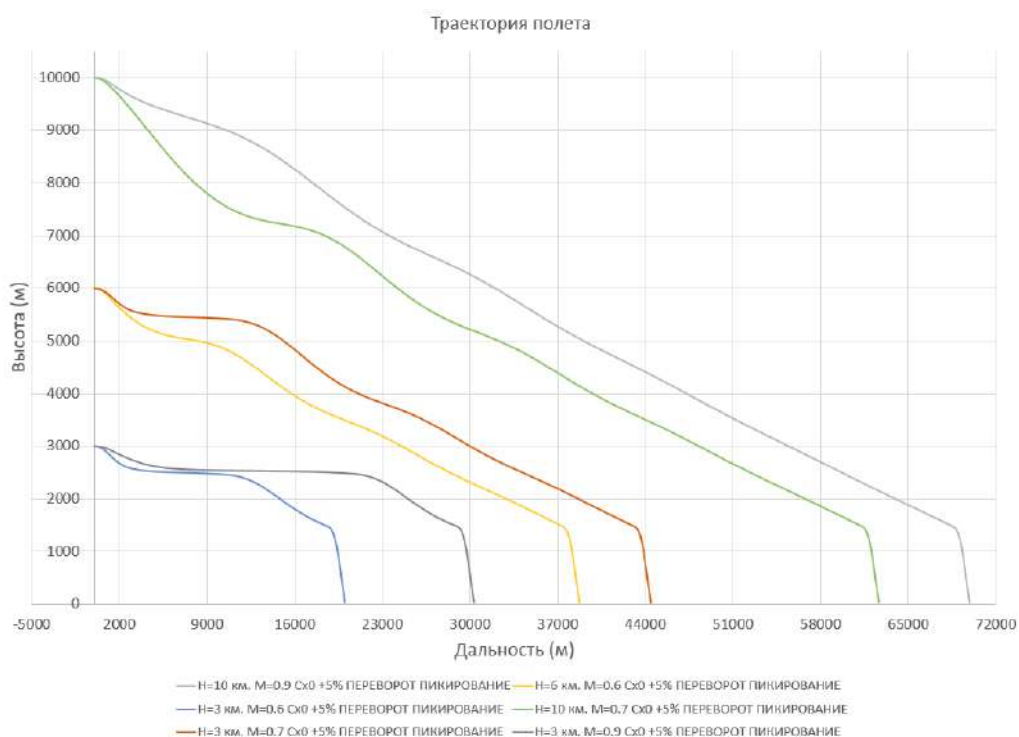


Рис. 13. Траектории полета при сбросах с разных высот при различных числах Маха с учетом переворота при отделении и пикировании на финальном участке

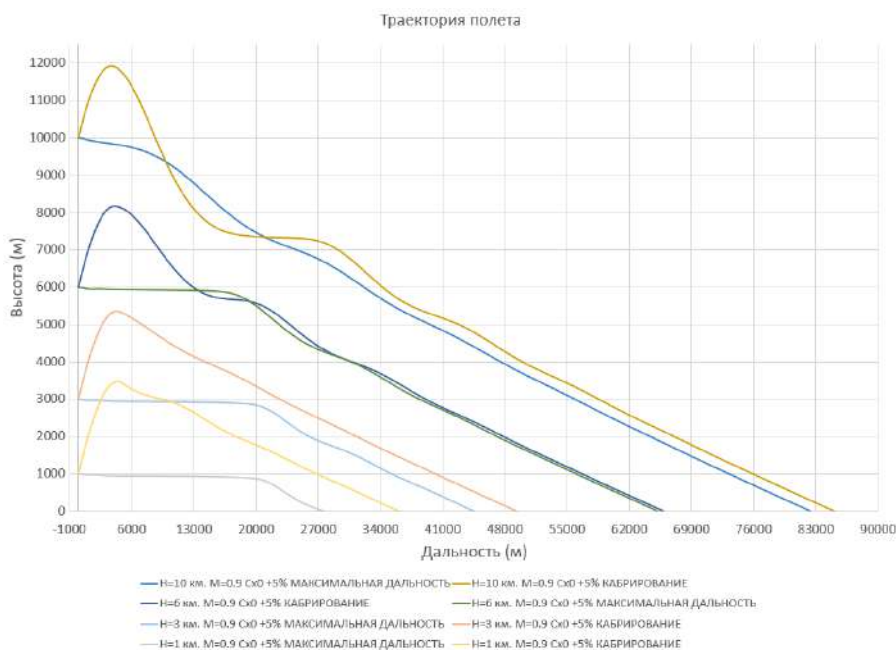


Рис. 14. Траектории полета при сбросах с разных высот при различных числах Маха с учетом кабрирования и без него

На рисунке 15 представлена зависимость прироста дальности полета в процентах от высоты сброса для сбросов с поправкой на  $Sx_0 + 10\%$ . Базовой дальностью полета принимается дальность, полученная в результате сброса на максимальную дальность (без переворота при отделении, без финального участка пикирования) [17, 18, 19].

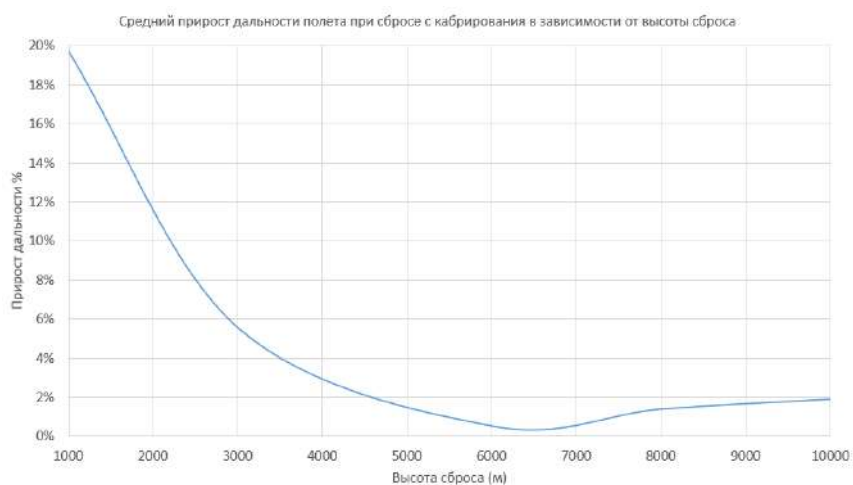


Рис. 15. Средний прирост дальности в зависимости от высоты сброса в процентах

В таблице 5 представлены значения изменения дальности полета, аэродинамического качества при сбросе с учетом различных пространственных маневров. Представлены потери аэродинамического качества на балансировку, а также потери дальности полета от поправки на вредное сопротивление 5% и 10%.

Таблица 5. Влияние пространственных маневров на общую дальность полета

Число М сброса	Участок наведения	Кабрирование	Переворот	Дальность полета (м)	Разница дальность
0.9	НЕТ	НЕТ	НЕТ	80502	
0.9	НЕТ	НЕТ	НЕТ	80132	-0.46%
0.9	НЕТ	ДА	НЕТ	83085	3.21%
0.9	ДА	НЕТ	НЕТ	68714	-14.64%
0.9	ДА	НЕТ	ДА	68346	-15.10%

В таблице 6 представлены величины влияния вредного сопротивления (поправка к  $C_{x0}$ ) на общую дальность полета для режима полета на максимальную дальность.

Таблица 6. Влияние поправки  $C_{x0}$  на дальность полета

Число М сброса	Поправка к $C_{x0}$	Дальность полета (м)	Разница дальность
0.9	10%	80502	
0.9	5%	82438	2.40%
0.9	0%	84471	4.93%

## 5. Заключение

Выполнено численное моделирование для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата для двух конфигураций, построена математическая модель движения его центра масс для различных условий сброса. С помощью данной математической модели определены дальности полета летательного аппарата с учетом сложных пространственных маневров. Влияние сложных пространственных маневров на дальность полета выражено в процентах. Так же выражено в процентах влияние вредного сопротивления на дальность полета. Полученные данные могут использоваться для определения поправок, применяемых в алгоритме определения дальности полета планирующего средства доставки на первоначальных этапах проектирования.

## Литература

1. *Marti M. Sarigul-Klijn I, Maurice P. Gionfriddo.* Technology Demonstration of a 1-ton Single Use Disposable Glider. Logistic Gliders Inc., Dixon, CA 95620, USA.
2. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619589 Российская Федерация. Клиент сервиса ведения подвесок и перевозимых грузов ЛА (Astra): № 2023618185: заявл. 27.04.2023 : опубл. 12.05.2023 / Д.Ю. Стрелец, А.В. Гостев, С.А. Серебрянский; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».
3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619342 Российская Федерация. Сервис весовой модели ЛА (Astra): № 2023618191: заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С.А. Серебрянский; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619415 Российская Федерация. Сервис расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА (Astra): № 2023618359: заявл. 27.04.2023 : опубл. 11.05.2023 / С.А. Серебрянский, Ю.Н. Тихтей; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».
5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619417 Российская Федерация. Сервис анализа МИХ в полете при различных вариантах загрузки ЛА (Astra): № 2023618361: заявл. 27.04.2023: опубл. 11.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».
6. Фанерная логистика: одноразовые транспортные БПЛА от Logistic Gliders. <https://topwar.ru/167608-fanernaja-logistika-odnorazovye-transportnye-bpla-ot-logistic-gliders.html?ysclid=mcvq2d755j826416704> (дата обращения 19.05.2025).
7. *Титов Е.И., Серебрянский С.А., Назаров Е.В., Яковышенко О.В.* Анализ влияния размерности конечно-элементной модели на поведение конструкции узлов навески слабых звеньев // Авиация и космонавтика: Тезисы 23-ей Международной конференции, Москва, 18–22 ноября 2024 года. – Москва: ООО "Издательство "Перо", 2024. – С. 36–37.
8. *Титов Е.И., Серебрянский С.А.* К вопросу подходов к моделированию напряжённо-деформированного состояния шарнирного соединения // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2024): Труды Семнадцатой международной конференции. – Москва: Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук, 2024. – С. 874–881.
9. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619415 Российская Федерация. Сервис расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА (Astra): № 2023618359: заявл. 27.04.2023 : опубл. 11.05.2023 / С.А. Серебрянский, Ю.Н. Тихтей; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».
10. *Сагалович С.А., Серебрянский С.А.* Исследование параметров полета летательного аппарата методами машинного обучения // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 29–32.
11. Что там, под крылом у МиГ-29? <https://topwar.ru/219895-cto-tam-pod-krylom-u-mig-29.html> (дата обращения 19.05.2025).
12. *Шубин В.А., Серебрянский С.А.* Преимущества эксплуатации самолёта со сменным функциональным блоком // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Сборник тезисов

- докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 280–282.
13. *Маланко Г.Е., Серебрянский С.А.* Влияние применения материалов композитных структур на ремонтпригодность и весовые характеристики маневренного сверхзвукового самолёта // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества : Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации.– Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 106–107.
  14. *Ресулкулыева Г., Серебрянский С.А.* Методы определения веса конструкции сверхзвукового пассажирского административного самолета на основе регрессионного анализа // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 180–182.
  15. *Серебрянский С.А., Барабанов А.В.* К вопросу оптимизации этапов жизненного цикла изделия // Управление развитием крупномасштабных систем MLSD'2019: Материалы двенадцатой международной конференции Научное электронное издание. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2019. – С. 770–772. – DOI 10.25728/mlsd.2019.1.0770.
  16. *Barabanov A.V., Serebryanskiy S.A.* Geometric shaping of the nose of the aircraft in the conditions of design uncertainties // 18th International Conference "Aviation and Cosmonautics – 2019" Abstracts: Тезисы. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2019. – Р. 332.
  17. *Барабанов А.В., Серебрянский С.А.* Сокращение жизненного цикла изделия за счет применения методов многокритериальной оптимизации его параметров // Управление развитием крупномасштабных систем mlsd'2020: Труды тринадцатой международной конференции. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2020. – С. 1167–1179. – DOI 10.25728/mlsd.2020.1167.
  18. *Серебрянский С.А., Барабанов А.В.* К вопросу оптимизации этапов жизненного цикла изделия // Управление развитием крупномасштабных систем MLSD'2019: Материалы двенадцатой международной конференции Научное электронное издание, – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2019. – С. 770–772. – DOI 10.25728/mlsd.2019.1.0770.
  19. *Застровская А.А., Сафоклов Б.Б., Серебрянский С.А.* Корреляция жизненного цикла выпускаемой продукции и системы менеджмента качества предприятия авиационной отрасли в едином информационном пространстве // Экономика: вчера, сегодня, завтра. – 2020. – Т. 10, № 6–1. – С. 300–311. – DOI 10.34670/AR.2020.31.96.039.