

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ МАНЕВРЕННОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА КЛАССА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ» С ПОМОЩЬЮ ВЫДВИЖНОГО ДЕСТАБИЛИЗАТОРА

В настоящее время все больше уделяется внимания маневренности летательных аппаратов (ЛА) [1]. Это вызвано тем, что современные цели имеют очень высокие тактико-технические характеристики (ТТХ), в первую очередь высокую скорость и маневренность. Все чаще для выполнения боевых задач применяются беспилотные самолеты, возможности которых не ограничены физическими возможностями человека. Естественно, что для перехвата таких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) и других высокоманевренных целей необходимо использовать ЛА с превосходящими их характеристиками.

Как известно, на маневренность ЛА сильно влияет степень продольной статической устойчивости [2]. Анализируя формулу максимальной поперечной перегрузки (1), можно заметить это влияние:

$$n_{y_{max}} = \frac{m_z^\alpha \cdot \alpha_{max} \cdot q}{g \cdot P_0 \cdot (1 - \mu_T) \cdot (\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha})}, \quad (1)$$

где $n_{y_{max}}$ – максимальная поперечная перегрузка ЛА; m_z^α – производная момента тангажа по углу атаки; α_{max} – максимальный угол атаки; q – скоростной напор; g – ускорение свободного падения; P_0 – удельная нагрузка на крыло; μ_T – относительная масса выгоревшего топлива; $(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha})$ – запас продольной статической устойчивости.

Очевидно, что при уменьшении значения $(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha})$ максимальная поперечная перегрузка увеличится при равенстве остальных параметров, входящих в формулу (1). Это означает, что маневренность ЛА возрастает с уменьшением запаса продольной статической устойчивости. Но при малом запасе продольной статической устойчивости ЛА очень чувствителен к внешним возмущениям, что в свою очередь затрудняет выдерживание траектории. С увеличением значения $(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha})$ маневренность ухудшается. Таким образом, существует оптимальное значение $(\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha})$, которое удовлетворяло бы требо-

ваниям по маневренности и устойчивости, предъявленным к конкретному ЛА. Проблема заключается только в сохранении этого оптимального запаса продольной статической устойчивости в процессе полета, так как на него существенно влияют несколько факторов: выгорание топлива, изменение числа M , изменение угла атаки. Необходимо каким-то образом парировать влияние перечисленных выше факторов на запас продольной статической устойчивости. Это возможно при корректировке положения фокуса. Данного эффекта можно достичь при использовании выдвижного дестабилизатора (ВД), который представляет собой четыре выдвижные консоли, установленные перед крылом (рис. 1). В нейтральном положении консоли дестабилизатора спрятаны в корпусе ЛА. В полете они выдвигаются на определенную площадь за обводы корпуса в зависимости от текущих параметров полета, тем самым выдерживая оптимальное значение ($\bar{X}_T - \bar{X}_{F\alpha}$).

Отметим, что такой подход актуален для ЛА, имеющих сравнительно простые системы управления, не позволяющие обеспечивать стабилизацию ЛА при его неустойчивости. Для ЛА, имеющих системы управления, которые обеспечивают стабилизацию при неустойчивости, возможно применение ВД для выдерживания заданной степени неустойчивости.



Рисунок 1 – ЛА с выдвижным дестабилизатором, выполненный по аэродинамической схеме «бесхвостка»

Выдвижные консоли использовались на самолете «Мираж-Милан» (рис. 2) [3]. Применение дополнительных несущих поверхностей на самолете без горизонтального оперения объяснялось стремлением увеличить коэффициент подъемной силы треугольного крыла при малых скоростях полета. Как известно, увеличение угла атаки (для увеличения подъемной силы при одновременном сохранении продольной устойчивости) на таком самолете может быть достигнуто только посредством отклонения элеронов вверх. Однако такое отклонение элеронов ведет к

опасному изменению характера обтекания крыла и уменьшению коэффициента подъемной силы на величину до 25%. Поскольку в рассматриваемом случае нужно применять мощные элевоны, механизация треугольного крыла на самолетах без горизонтального оперения почти невозможна. Поэтому такие самолеты отличаются при малой удельной нагрузке на крыло большими скоростями взлета и посадки. Оснащение самолета небольшими выдвигающимися плоскостями, расположенными перед крылом, позволяет создавать при взлете и посадке кабрирующий момент, поднимающий нос самолета кверху, что полезно с различных точек зрения, в особенности тем, что позволяет отклонять элевоны вниз.



Рисунок 2 – Самолет «Мираж-Милан»

Целью работы является проверка возможности выдерживания летательным аппаратом с ВД потребного запаса продольной статической устойчивости в определенных диапазонах чисел M и углов атаки.

Были проведены аэродинамические расчеты для конкретного ЛА (рис. 3). Принцип построения математической модели расчета следующий. Летательный аппарат состоит из отдельных частей (таких, как корпус, несущие поверхности), оказывающих взаимное влияние друг на друга. Применяется комбинированный: теоретический и экспериментальный метод. Таким образом, для определения аэродинамических характеристик используются определенные ранее экспериментальным путем данные, представленные в виде ряда графиков (или полуэмпирических формул) [2]. В ходе расчета определяется положение фокуса ЛА и основные аэродинамические коэффициенты.

Консоль дестабилизатора может выдвигаться на угол, равный 90° . Таким образом, диапазон отклонения консоли был разбит на десять положений: первое -10° , второе -20° , третье -30° , четвертое -40° , пятое -50° , шестое -60° , седьмое -70° , восьмое -80° , девятое -90° и нейтральное -0° . Для каждого из этих положений проведен аэродинамический расчет.

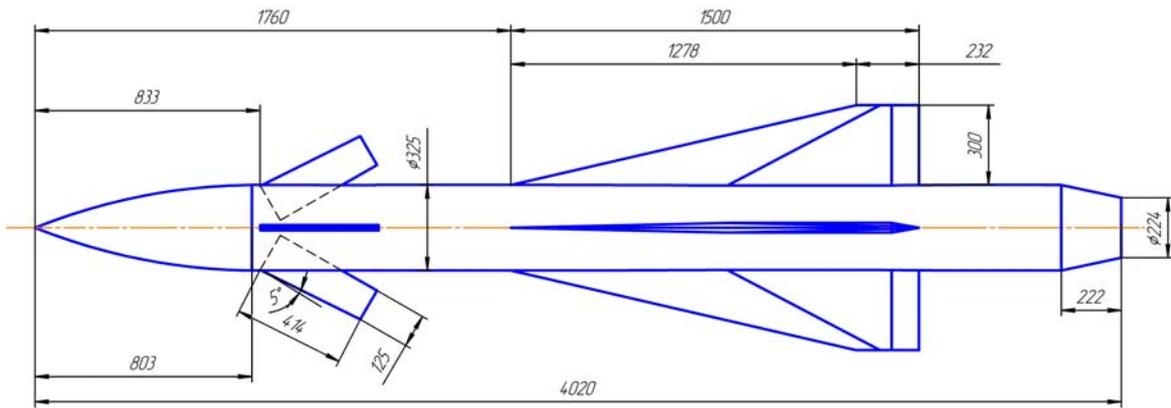
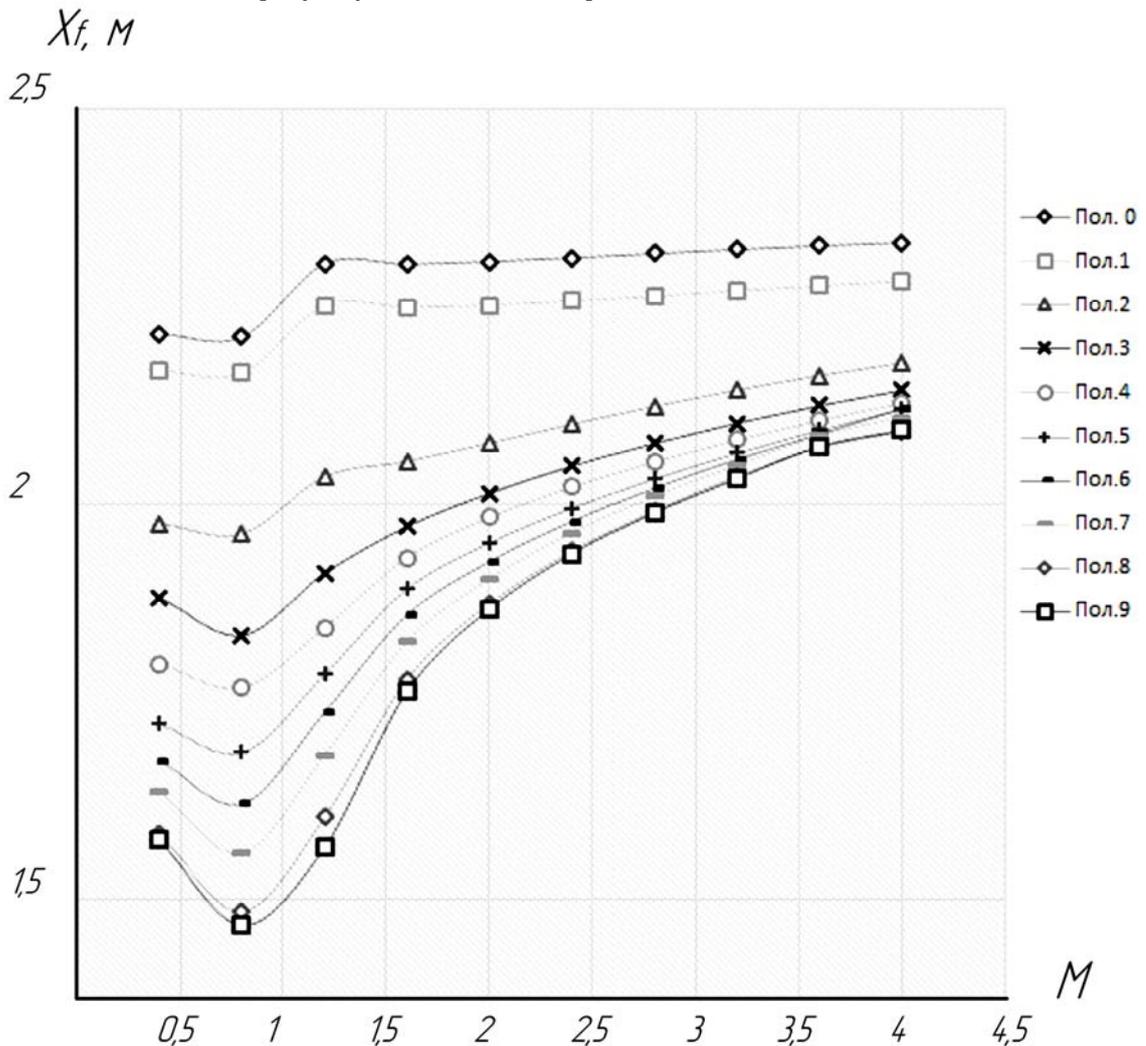


Рисунок 3 – Общий вид ЛА

В результате был получен диапазон коррекции положения фокуса в зависимости от числа M и угла атаки. На рис. 4 изображены графики зависимости координаты фокуса ЛА от числа M для девяти положений дестабилизатора при нулевом угле атаки. Диапазон коррекции фокуса – это расстояние между графиками для нулевого и девятого положений.

Рисунок 4 – Диапазон коррекции положения фокуса в зависимости от числа M при нулевом угле атаки

Так, для нулевого угла атаки диапазон коррекции фокуса достаточно широк. При числе $M = 1,2$ он равен $0,74$ м, а при $M = 2,4$ – $0,376$ м. Анализируя рис. 4, можно проследить зависимость диапазона коррекции от числа M . При увеличении числа M до $0,8$ диапазон коррекции расширяется. Увеличение числа M после достижения его значения $0,8$ ведет к плавному сужению диапазона коррекции. В зависимости от угла выдвижения дестабилизатора координата фокуса изменяется практически по одной пропорции. Однако между положениями 1 и 3 наблюдается резкое увеличение изменения положения фокуса в зависимости от угла выдвижения дестабилизатора. При увеличении угла атаки диапазон коррекции уменьшается во всем диапазоне чисел M .

Проанализируем возможность выдерживания потребной степени продольной статической устойчивости на примере ракеты, изображенной на рис. 3. Исходя из того, что рекомендуемый диапазон значения

$(X_T - X_{F\alpha})$ для ЛА аэродинамической схемы «бесхвостка» и «нормальная» соответствует $-(0,02...0,05) \cdot l_{корп}$, выбираем минимальное значение 2% от длины корпуса [4]. Тогда

$$(X_T - X_{F\alpha}) = -0,02 \cdot l_{корп} = -0,02 \cdot 4,02 \approx -0,08(м).$$

Разбежку центра масс в процессе полета выбираем, опираясь на рекомендуемые значения. Наихудшим допустимым значением является $0,08 \cdot l_{корп} = 0,08 \cdot 4,02 = 0,32$ м. Принимаем также допущение, что скорость ЛА возрастает пропорционально массе выгоревшего топлива. Теперь можно найти диапазоны чисел M , в которых имеется возможность принимать необходимый угол атаки и при этом выдержать заданную степень продольной статической устойчивости. Графически нахождение этого диапазона для угла атаки 2° показано на рис. 5. Тут изображены зависимости координаты фокуса ЛА от числа M для двух крайних положений консолей дестабилизатора при угле атаки 2° . На рис. 5 имеют место также две прямые, одна из которых отображает положение центра масс в зависимости от числа M , а вторая расположена выше первой на расстоянии, равном выбранному запасу устойчивости, что соответствует требуемому положению фокуса. Прямая, которая отображает зависимость требуемого положения фокуса от числа M , пересекает зависимости положения фокуса ЛА от числа M для двух крайних положений консолей дестабилизатора. Числа M , соответствующие точкам пересечения, ограничивают диапазон, в котором ЛА может принимать угол атаки 2° и при этом выдерживать заданную степень продольной статической устойчивости. Если для угла атаки 2° диапазон чисел M соответствует $1...3,2$ М, то для 16° – $2,57...3,4$ М. Нахождение диапазонов чисел M проведено для девяти углов атаки: $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ$ и 16° . Теперь если эти диапазоны чисел M наложить друг на друга

(рис. 7), то можно определять диапазон углов атаки, соответствующий определенному диапазону чисел M . Например, углы атаки от 2° до 10° можно выдерживать в диапазоне от 2,19 до 3,12 M .

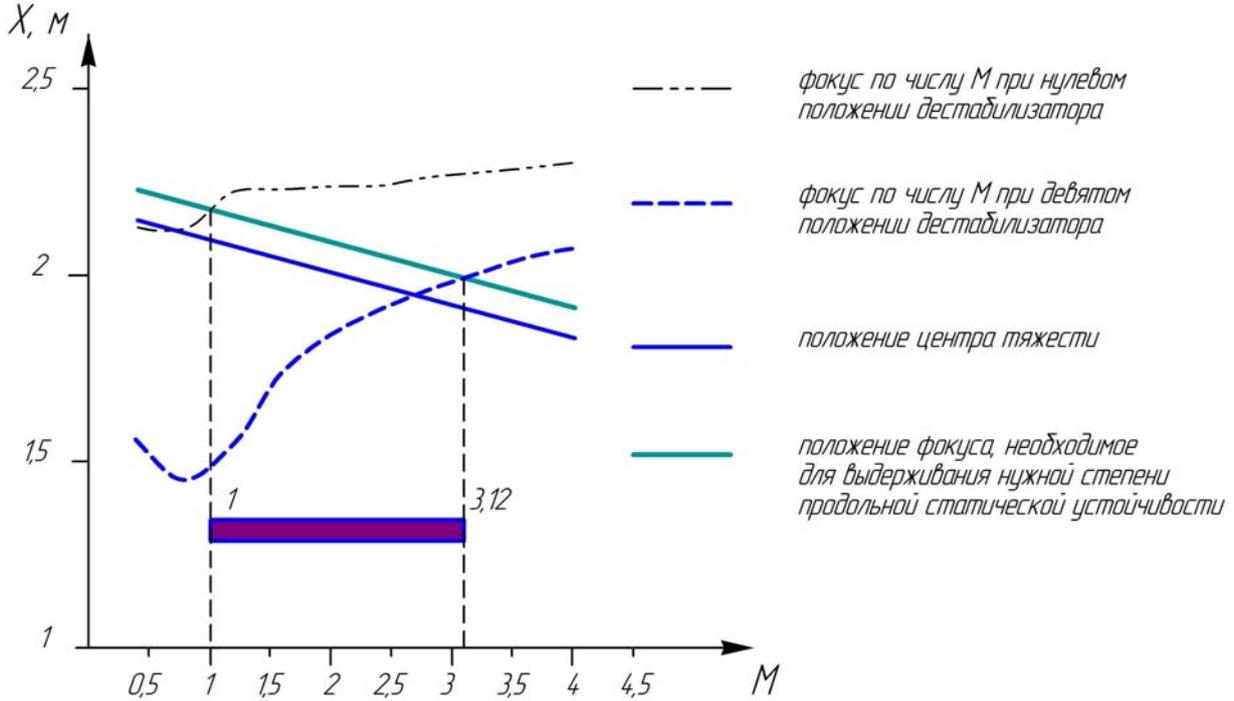


Рисунок 5 – Нахождение диапазона чисел M , в котором можно принимать угол атаки 2° и при этом выдерживать заданную степень продольной статической устойчивости

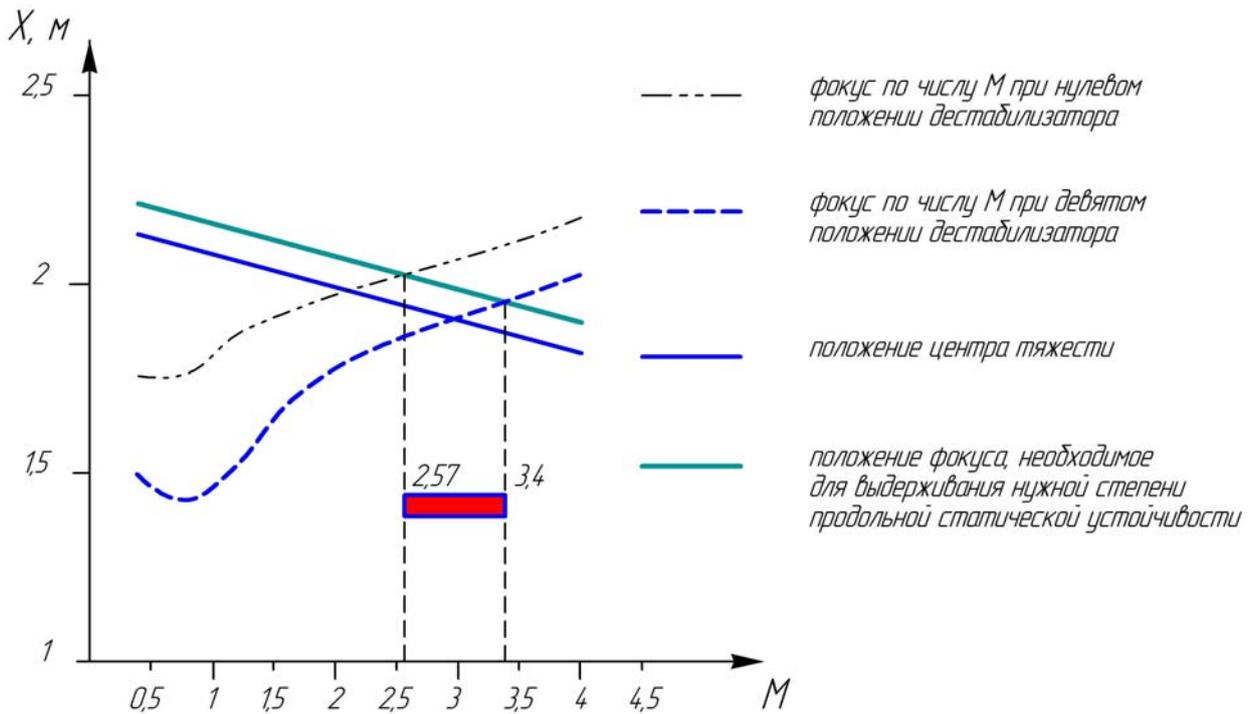


Рисунок 6 – Нахождение диапазона чисел M , в котором можно принимать угол атаки 16° и при этом выдерживать заданную степень продольной статической устойчивости

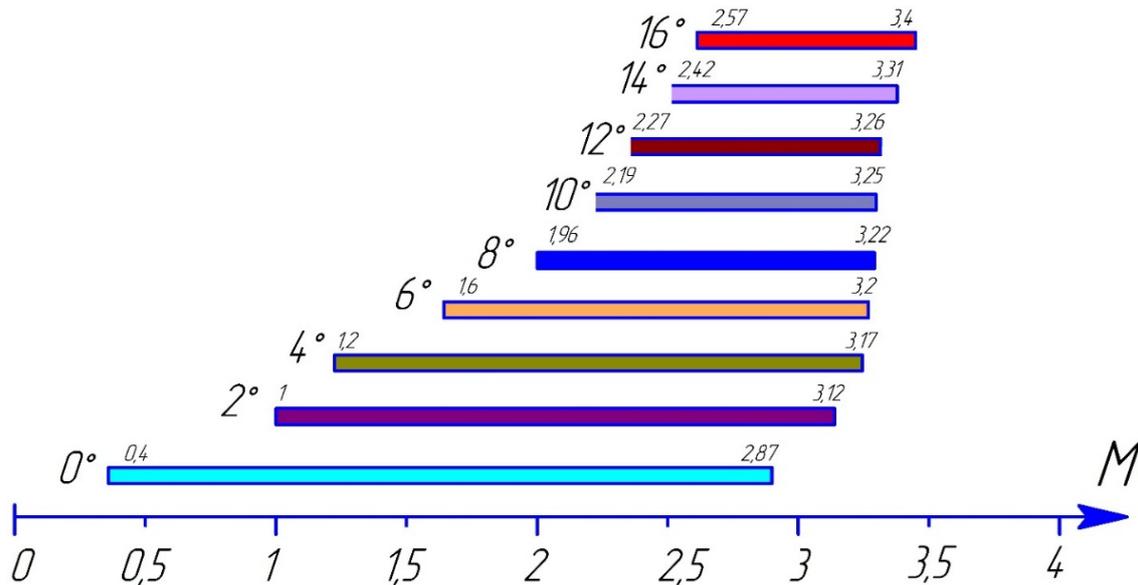


Рисунок 7 – Наложение диапазонов чисел M

Анализ полученных графиков показал следующее:

1. Диапазон коррекции фокуса ЛА достаточно широк в рассмотренном диапазоне чисел M и углов атаки.
2. С увеличением числа M до значения 0,8 диапазон коррекции фокуса расширяется при фиксированном угле атаки.
3. Диапазон коррекции фокуса с увеличением числа M после достижения его значения 0,8 сужается при фиксированном угле атаки.
4. С увеличением по модулю угла атаки диапазон коррекции фокуса сужается во всем диапазоне чисел M.
5. С увеличением угла атаки диапазон чисел M, в котором этот угол атаки может принимать ЛА без последствий для выдерживания потребного запаса продольной статической устойчивости, сужается.

В ходе проведения аэродинамических расчетов также были получены данные, характеризующие влияние дестабилизатора на подъемную силу и аэродинамическое качество ЛА. Установлено, что при небольших углах выдвижения дестабилизатора (до 25°) наблюдается некоторое уменьшение коэффициента подъемной силы C_u и аэродинамического качества K во всем анализируемом диапазоне чисел M в сравнении с нейтральным положением дестабилизатора. При выдвижении консолей дестабилизатора на углы от 25° до 90° наблюдается прирост подъемной силы ЛА и его аэродинамического качества в сравнении с нейтральным положением.

Для определения максимальной скорости выдвижения консолей дестабилизатора смоделируем полет летательного аппарата с выдвижным дестабилизатором (ВД).

К системе дифференциальных уравнений [2] было добавлено уравнение постоянства расстояния между фокусом и центром масс ЛА

$$X_f(M, \alpha, \delta) = xf(t), \quad (2)$$

где $X_f(M, \alpha, \delta)$ – координата фокуса ЛА, зависящая от числа Маха M , угла атаки α и угла положения дестабилизатора δ . Здесь $xf(t)$ – функция положения фокуса ЛА, зависящая от времени. В данной работе зависимость положения центра масс от времени была принята линейной. Тогда функция положения фокуса от времени

$$xf(t) = L_{цм0} + l_{ycm} - v_{цм} \cdot t, \quad (3)$$

где $L_{цм0}$ – начальное положение центра масс ЛА; l_{ycm} – запас необходимой устойчивости; $v_{цм}$ – скорость движения центра масс.

В итоге имеем систему дифференциально-алгебраических уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V}(t) = g \cdot \left(\frac{P(t) \cos \alpha(t) - X(M, \alpha(t), \delta(t), \rho)}{m(t) \cdot g} - \sin \theta(t) \right); \\ \dot{\theta}(t) = \frac{g}{V(t)} \cdot \left(\frac{Y(M, \alpha(t), \delta(t), \rho) + P(t) \sin \alpha(t)}{m(t) \cdot g} - \cos \theta(t) \right); \\ \dot{r}(t) = V_u(t) \cos(\beta(t) - \theta_u(t)) - V(t) \cos(\beta(t) - \theta(t)); \\ \dot{\beta}(t) = \frac{V(t) \sin(\beta(t) - \theta(t)) - V_u(t) \sin(\beta(t) - \theta_u(t))}{r(t)}; \\ \dot{H}(t) = V(t) \sin \theta(t); \\ \dot{x}(t) = V(t) \cos \theta(t); \\ \dot{\theta}(t) = k \cdot \dot{\beta}(t); \\ X_f(M, \alpha(t), \delta(t)) = xf(t), \end{array} \right. \quad (4)$$

где $M = \frac{v(t)}{a(H)}$ – число Маха; $\rho = f(H)$ – плотность атмосферы как функция от высоты; $V(t), \theta(t), x(t), H(t), r(t), \beta(t), \alpha(t), \delta(t)$ – определяемые функции; $V_c(t), \theta_c(t), m(t), P(t), xf(t), a(H), \rho(H)$ – задаваемые функции; $V_c(t), \theta_c(t)$ – скорость и угол наклона траектории цели соответственно.

Масса и тяга ЛА как кусочно-гладкие функции от времени:

$$\begin{aligned}
 m(t) &= \begin{cases} m_0 - v_m \cdot t, t \leq t_a; \\ m_0 - v_m \cdot t_a, t > t_a; \end{cases} \\
 P(t) &= \begin{cases} P_0(t), t \leq t_a; \\ 0, t > t_a, \end{cases}
 \end{aligned} \tag{5}$$

где m_0 – масса в начальный момент времени; v_m – секундный расход; $P_0(t)$ – тяга ЛА на активном участке полета.

В качестве зависимостей плотности и скорости звука от высоты были приняты аппроксимации стандартной атмосферы [5]:

$$\rho(h) = \begin{cases} 1,225 - 0,1158h + 0,003845h^2 - 0,0000448h^3, h > 0, h < 20 \text{ км}; \\ 2,0779e^{-0,1577h}, h > 20, h < 35 \text{ км}; \\ 0,5796e^{-0,1235h}, h > 35, h < 80 \text{ км}; \\ 10^{23} h^{-14,549}, h > 80, h < 200 \text{ км}; \end{cases} \tag{6}$$

$$a(h) = \begin{cases} 340 - 4,0909h, h < 11 \text{ км}; \\ 295, h > 11 \text{ км}. \end{cases}$$

Данная нелинейная обыкновенная система дифференциальных уравнений первого порядка содержит шесть дифференциальных (динамические и кинематические) и два алгебраических (постоянства фокуса и наведения) уравнения. Задача решалась численным методом Рунге – Кутты 4 порядка в системе Maple 17. В итоге решения системы получены траектории и зависимости параметров полета от времени. Как пример на рис. 8 приведена одна из траекторий ЛА при перехвате цели на догонных курсах. На рис. 8 отображены три момента времени: 5,9 с; 14,9 с и 22,3 с после запуска ЛА. Во время пуска ЛА находится на высоте 8 км. Горизонтальная дальность отсчитывается от точки пуска ЛА. Координаты цели: высота – 9000 м, горизонтальная дальность - 10000 м. Цель уничтожена через 22,3 с после пуска ЛА.

Выяснилось, что для большинства траекторий исследуемого ЛА угловая скорость выдвижения консолей ВД порядка 0,1 рад/с (скорость выдвижения получена путем дифференцирования угла выдвижения дестабилизатора по времени). Заданная степень продольной статической устойчивости выдерживается для большинства траекторий в течение всего времени перехвата.

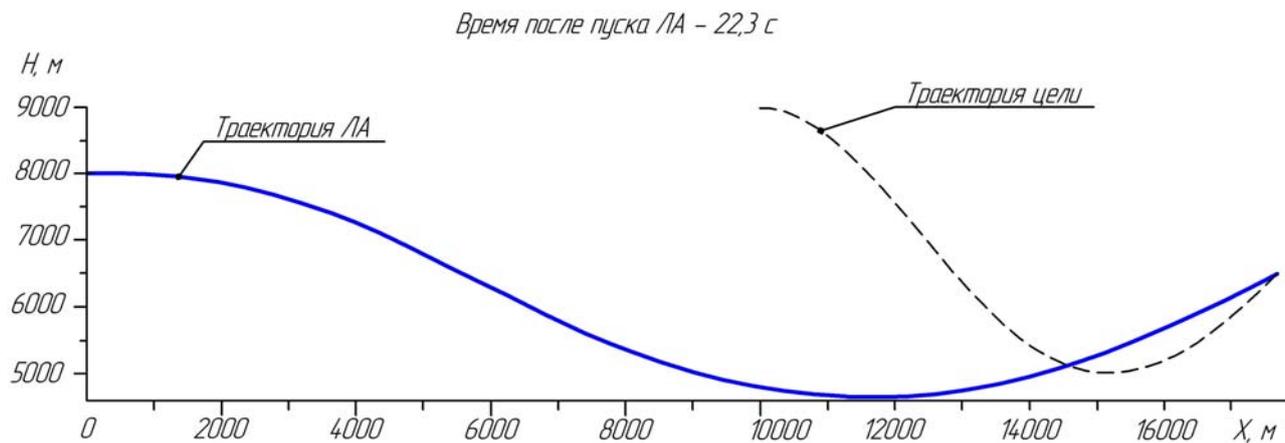
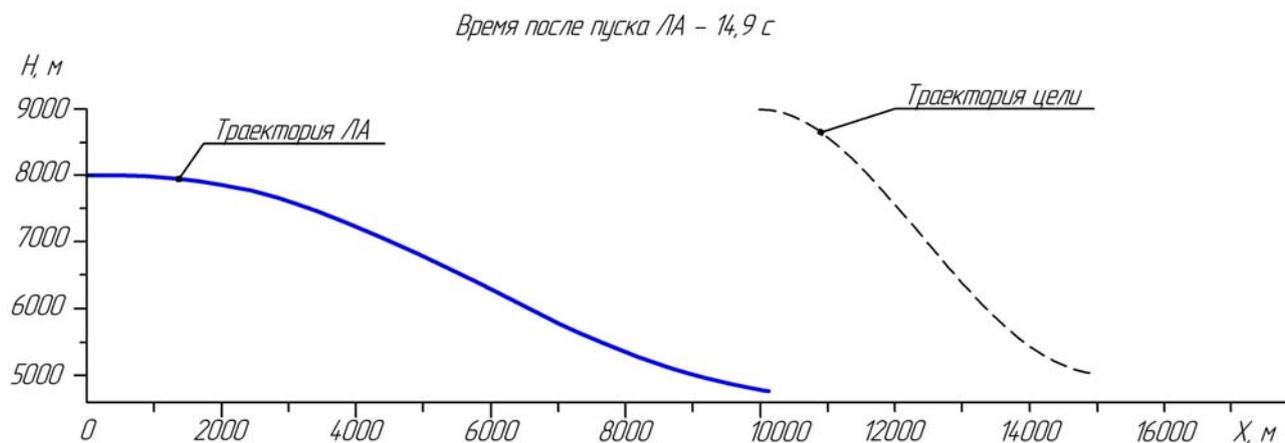
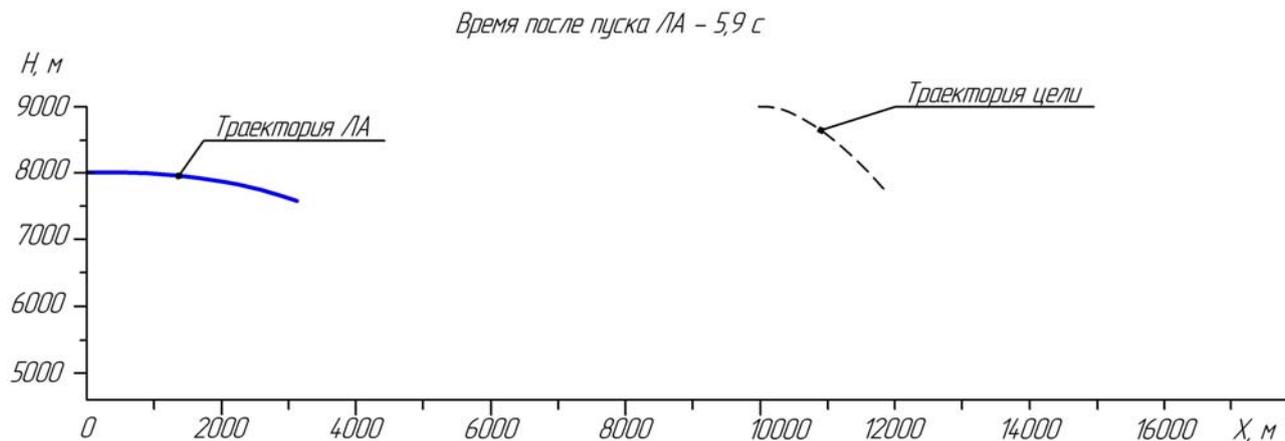


Рисунок 8 – Траектория ЛА при перехвате цели на догонных курсах (отображены три момента времени)

Выводы

В ходе исследования возможности повышения маневренности ЛА класса «Воздух-Воздух» установлено, что диапазон коррекции фокуса достаточно широк. Для исследуемых диапазонов чисел M 0,4...4 и углов атаки 0° ... 16° максимальное его значение - 0,75 м, минимальное – 0,15 м. Аэродинамическое качество и коэффициент подъемной силы ЛА возрастают при выдвигании консолей ВД от 25° до 90° . Угловая скорость выдвигания консолей сравнительно небольшая – 0,1 рад/с. Для большинства исследованных траекторий заданная степень продольной статической устойчивости ЛА выдерживается в течение всего времени полета. Все перечисленное выше свидетельствует о том, что ВД можно эффективно использовать для повышения маневренности ЛА.

По результатам исследований разработана конструкция отсека выдвигного дестабилизатора, защищенная патентом Украины [6].

Список использованных источников

1. Григорьев, А. Управляемые ракеты класса «воздух-воздух» стран НАТО [Электронный ресурс] / А. Григорьев. – Режим доступа: http://www.soldiering.ru/avia/arsenal/ur_nato.php 12.08.1995 г.
2. Лебедев, А.А. Динамика полёта / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Оборонгиз, 1962.
3. Уголок неба [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/milan.html>. - Название с экрана.
4. Цирюк, А.А. Общее проектирование крылатых ракет: учеб. пособие / А.А. Цирюк, М.А. Яровой. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2009. – 40 с.
5. Цирюк, А.А. Баллистическое проектирование летательных аппаратов [Электронный ресурс]: учеб. пособие / А.А. Цирюк, А.Г. Смоленко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2014. – 36 с. – Режим доступа: http://library.khai.edu/library/fneltexts/metod/Tsiruk_Balistiche_Proektuvanna.pdf.
6. Пат. 94310 Украина, МПК В64С5/00. Выдвижной дестабилизатор / Пашук А.Ю., Шикула С.В.; заявитель и патентообладатель «Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; заявл. 19.05.14; опубл. 10.11.14, Бюл. № 21/2014.

Поступила в редакцию 10.09.2014.

Рецензент: канд. техн. наук, проф. А.А. Цирюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.