

УДК 629.7.071.1

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ЛЕГКОГО УДАРНОГО САМОЛЕТА С ВНЕШНИМИ ПОДВЕСКАМИ В ПРЕДЕЛЬНОЙ ПО УГЛУ АТАКИ ОБЛАСТИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

С.А. ПОПОВ¹, Ю.А., ГОНДАРЕНКО¹

¹ Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

В настоящее время в мире существует опыт использования учебно-боевого самолета в качестве легкого ударного самолета. Качество оценивания эффективности выполнения боевой задачи зависит от степени адекватности используемых для этого математических моделей. Известно, что эффективность выполнения боевой задачи во многом определяется маневренными возможностями самолета, которые реализуются наиболее полно в области предельных по углу атаки режимов полетов. В статье представлены результаты исследования влияния числа Рейнольдса, угла атаки и положения внешней подвески на параметры, характеризующие состояние отрывно-вихревого обтекания, проведенные с использованием программных комплексов *Solid Works* и *Ansys Fluent*. Приведены зависимости исследуемых параметров для стационарного и нестационарного случаев движения легкого ударного самолета. Исследовано влияние постоянных времени, характеризующих инерционность и затягивание процессов развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания на состояние отрывно-вихревого обтекания. Рассмотрено влияние скорости изменения угла атаки на коэффициент подъемной силы легкого ударного самолета с внешними подвесками, обусловленное инерционностью и затягиванием процессов развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания. В статье рассматривается созданная авторами математическая модель движения легкого ударного самолета с внешними подвесками при выполнении им маневра в вертикальной плоскости, учитывающая особенности отрывно-вихревого обтекания. С использованием данной модели получены параметры траектории движения при выводе легкого ударного самолета из пикирования с использованием больших углов атаки. Показано, что не учет особенностей отрывно-вихревого обтекания в модели движения легкого ударного самолета приводит к некоторому увеличению потери высоты при выводе из маневра, что в свою очередь делает возможным уменьшение высоты начала вывода из пикирования.

Ключевые слова: легкий ударный самолёт, внешние подвески, отрывно-вихревое обтекание, модель движения, вывод из пикирования.

ВВЕДЕНИЕ

Движение самолета в области предельных по углу атаки режимов полета носит неустановившейся характер со сложной неустойчивой отрывно-вихревой структурой обтекания и сопровождается целым рядом физических явлений, обуславливающих динамические эффекты запаздывания возникновения нестационарного отрывного и восстановления безотрывного обтекания, так называемый гистерезис аэродинамических характеристик [1]. Неучет указанных эффектов в моделях динамики полета самолета может привести к неправильному определению параметров движения [2] и области выполнимости маневров, что очевидно будет влиять в частности на качество оценивания эффективности легкого ударного самолета [3].

Существующие в настоящее время математические модели движения самолета в области предельных по углу атаки режимов полета не учитывают достаточно полно состояние отрывно-вихревого обтекания, особенности размещения авиационных средств поражения (АСП) на внешних узлах подвески и, как следствие, результаты математического моделирования не всегда подтверждаются результатами летных испытаний [4].

Анализ используемых в моделях динамики полета самолета форм представления аэродинамических характеристик показывает, что учет в них особенностей отрывно-вихревого обтекания возможен путем ввода дополнительной динамической переменной x , характеризующей состояние отрывно-вихревого обтекания самолета.

Для полной компоновки самолета переменная x может быть представлена характеристиками, определяющими положение линий отрыва и присоединения крыла и стабилизатора (относительными координатами точек отрыва и присоединения) [5]:

$$x = f(\bar{x}_R, \bar{x}_S), \quad (1)$$

где \bar{x}_R – относительная координата точки отрыва, \bar{x}_S – относительная координата точки присоединения.

Аэродинамические характеристики при этом конечным образом зависят как от текущих кинематических параметров движения, так и от параметров (1), характеризующих состояние отрывно-вихревого обтекания.

Известны факторы, влияющие на процесс отрывно-вихревого обтекания при нестационарном угле атаки ($\dot{\alpha} \neq 0$). Их можно разделить на две группы. К первой группе относится инерционность развития отрывного обтекания и восстановления безотрывного. Ко второй – затягивание развития отрывного и восстановление безотрывного обтекания.

В работах [6, 7, 8] показана возможность описания динамики состояния обтекания, учитывающая указанные факторы, с помощью неоднородного нелинейного дифференциального уравнения 1-го порядка:

$$\tau_1 \frac{dx}{dt} + x = x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}), \quad (2)$$

где τ_1 , τ_2 – постоянные времени, характеризующие инерционность и затягивание процессов развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания.

Инерционность развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания определяется в (2) скоростью $\frac{dx}{dt}$ изменения внутренней переменной x .

Величина затягивания по углу атаки момента отрыва и восстановления безотрывного обтекания пропорциональна скорости изменения угла атаки $\dot{\alpha}$. В (2) указанный процесс описывается введением смещенного аргумента в функцию $x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha})$.

Постоянные времени τ_1 , τ_2 , а также функция $x_0(\alpha)$ могут быть определены экспериментально либо численно из решения соответствующей задачи вычислительной аэродинамики.

Таким образом, создание корректной математической модели движения легкого ударного самолета с внешними подвесками в условиях отрывно-вихревого обтекания воздушным потоком несущих поверхностей, сводится к системе дифференциальных и кинематических уравнений, описывающих движение самолета совместно с уравнением (2).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

В работе для определения функции $x_0(\alpha)$, описывающей состояние обтекания в стационарных условиях ($\dot{\alpha} = 0$), исследовался процесс отрывно-вихревого обтекания легкого ударного самолета (ЛУС) с внешними подвесками и без них, модели которых были созданы в программном комплексе *Solid Works*.

В качестве численного метода для решения задачи вычислительной аэродинамики (моделирования процесса обтекания), использовался метод конечных объемов, реализованный в программном комплексе *Ansys Fluent* [9].

В процессе моделирования были получены зависимости относительных координат точек отрыва и присоединения на профиле в сечении крыла от числа Рейнольдса, угла атаки и поло-

жения внешней подвески, являющиеся графической интерпретацией поля состояния [5] обтекания профиля в сечении крыла для стационарного случая ($\dot{\alpha} = 0$).

Такие зависимости (рис. 1, 2) позволяют, используя известные виды интерполяции, с требуемой степенью точности определять состояние обтекания (функцию $x_0(\alpha)$) для любых значений указанных выше параметров, где $\bar{z}_{кр}$ - относительная координата рассматриваемого сечения ($\bar{z}_{кр} = \frac{z_{кр}}{l_{кр}}$).

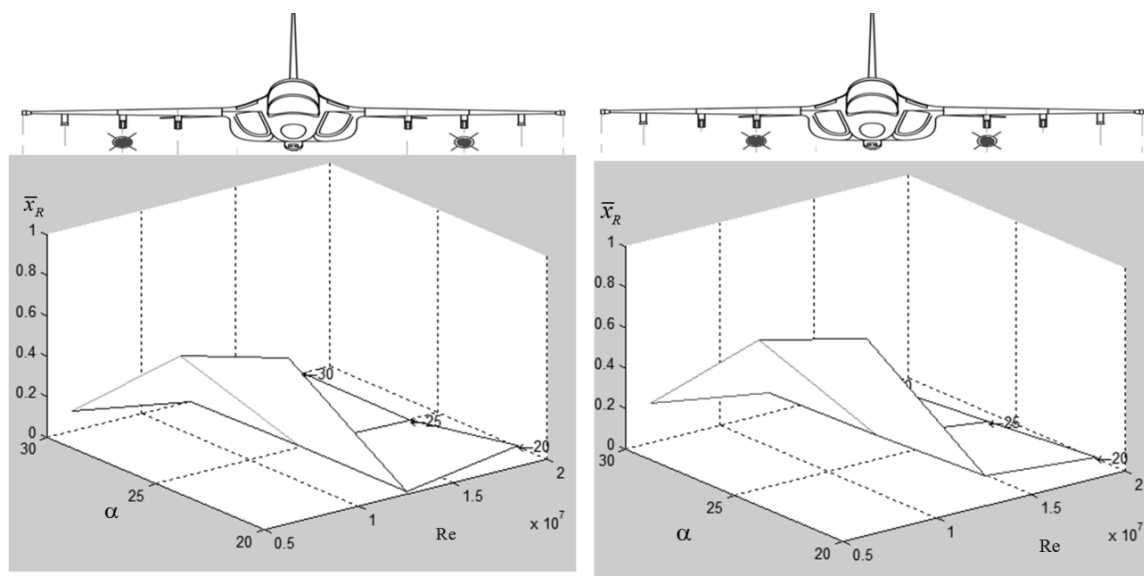


Рис. 1. Зависимости относительной координаты точки отрыва на профиле в сечении крыла ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) самолета с внешними подвесками от числа Рейнольдса и угла атаки

Fig. 1. Based on the relative coordinates of the point of separation on the profile in cross-section of an aircraft wing ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) with external pendants on the Reynolds number and angle of attack

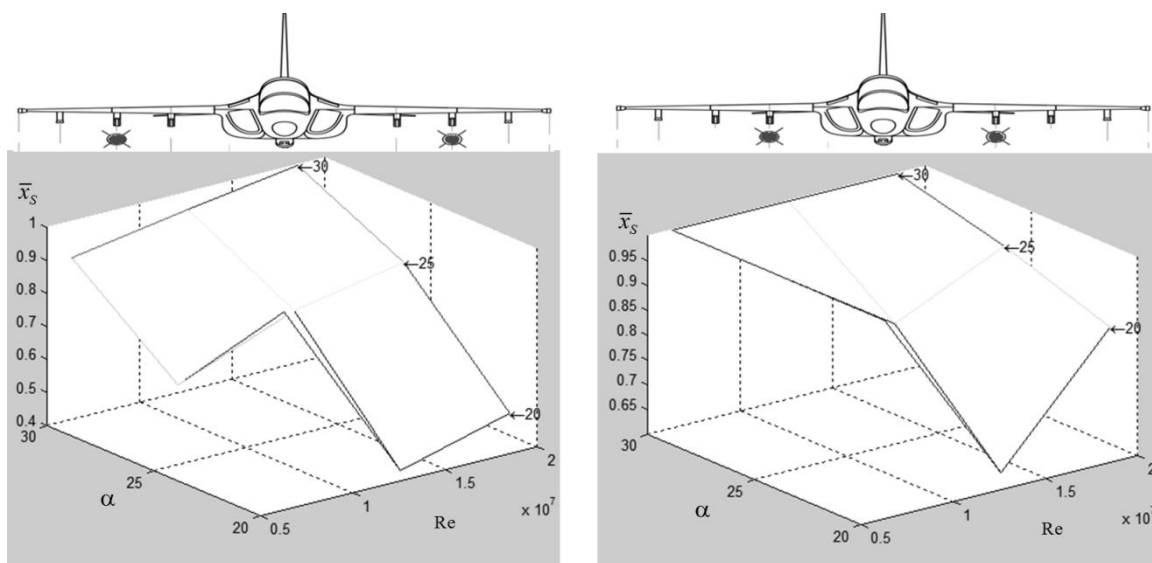


Рис. 2. Зависимости относительной координаты точки присоединения на профиле в сечении крыла ($\bar{z}_{кр} = -0,6$)

Fig. 2. Based on the relative coordinates of the attachment points on the profile in cross-section of an aircraft wing ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) with external pendants on the Reynolds number and angle of attack

Решая уравнение (2), можно определять состояние обтекания (функцию $x(\alpha)$) в произвольный момент времени, используя для этого данные поля состояний для стационарного случая (значения функции $x_0(\alpha)$).

В работе были получены относительные координаты точек отрыва и присоединения для нестационарного случая движения ($\dot{\alpha} \neq 0$), представленные на рис. 3. Постоянные времена τ_1 и τ_2 принимались равными значениям, полученным в работе [8].

Анализ зависимостей, представленных на рис. 3, показывает, что при движении самолета с постоянной угловой скоростью $\omega_z = \dot{\alpha}$ ($\dot{\alpha} > 0$) отрыв потока на профиле в рассматриваемом сечении крыла затягивается на большие углы. Об этом свидетельствует увеличение относительной координаты точки отрыва \bar{x}_R и уменьшение относительной координаты присоединения \bar{x}_S по хорде профиля.

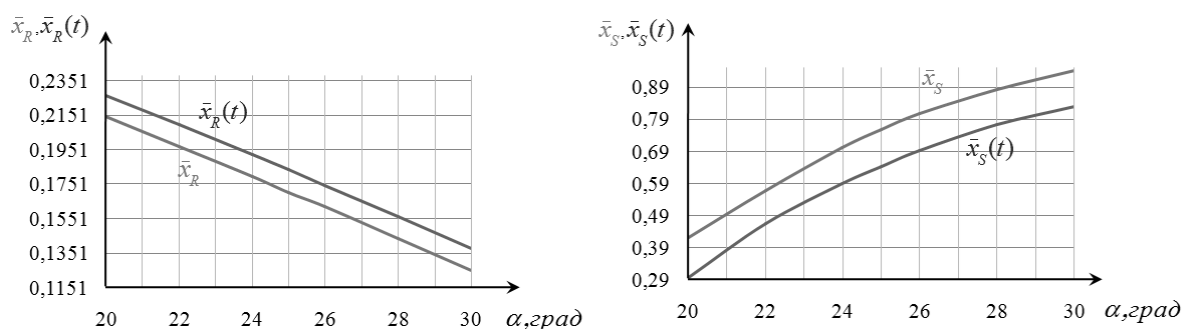


Рис. 3. Зависимости относительных координат точек отрыва (\bar{x}_R) и присоединения (\bar{x}_S) на профиле в сечении крыла ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) от угла атаки для стационарного (\bar{x}_S, \bar{x}_R) и нестационарного ($\bar{x}_R(t), \bar{x}_S(t)$) случаев

Fig. 3. Based on the relative coordinates of the points of separation (\bar{x}_R) and connection (\bar{x}_S) profile the cross-section of the wing angle of attack for steady (\bar{x}_S, \bar{x}_R) and unsteady ($\bar{x}_R(t), \bar{x}_S(t)$) cases

В работе проведены исследования влияния постоянной времени запаздывания угла атаки τ_2 на параметры, характеризующие состояние отрывно-вихревого обтекания. Анализ рис. 4 показывает, что с ростом τ_2 происходит увеличение относительной координаты точки отрыва и уменьшение относительной координаты точки присоединения, что свидетельствует об уменьшении длины отрывной зоны на профиле в рассматриваемом сечении крыла.

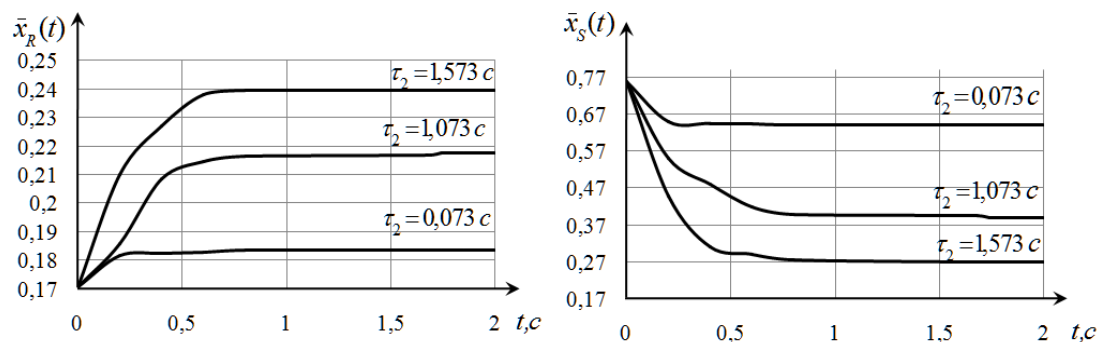


Рис. 4. Зависимости относительной координаты точки отрыва и присоединения на профиле в сечении крыла ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) от времени для самолета с внешними подвесками

Fig. 4. Based on the relative coordinates of the point of separation and connection profile in cross-section of wing ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) for aircraft with external pendants

Авторами также исследовано влияние времени τ_1 на параметры, характеризующие состояние отрывно-вихревого обтекания (рис. 5).

Видно, что с ростом τ_1 происходит увеличение времени перестройки состояния отрывно-вихревого обтекания и времени срабатывания переходного процесса по параметрам отрывно-вихревого обтекания.

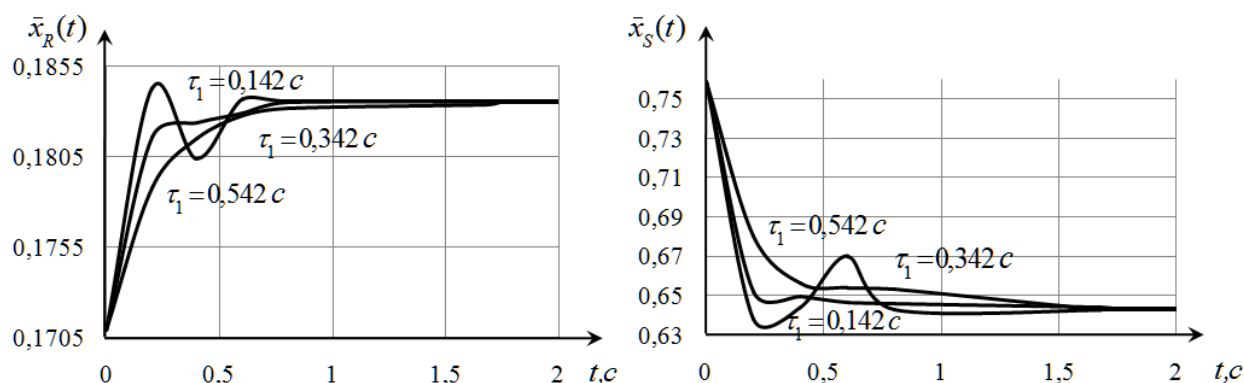


Рис. 5. Зависимости относительной координаты точки отрыва и присоединения на профиле в сечении крыла ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) от времени для самолета с внешними подвесками

Fig. 5. Based on the relative coordinates of the point of separation and connection profile in cross-section of wing ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) for aircraft with external pendants

Таким образом, зная состояние обтекания (функцию $x(\alpha)$) для произвольного случая движения (как стационарного по углу атаки, так и нестационарного), можно, используя соответствующие зависимости от числа Re, угла атаки и внешних подвесок (рис. 6) определять АДХ профиля несущей поверхности рассматриваемом сечении, а значит и полной компоновки самолета.

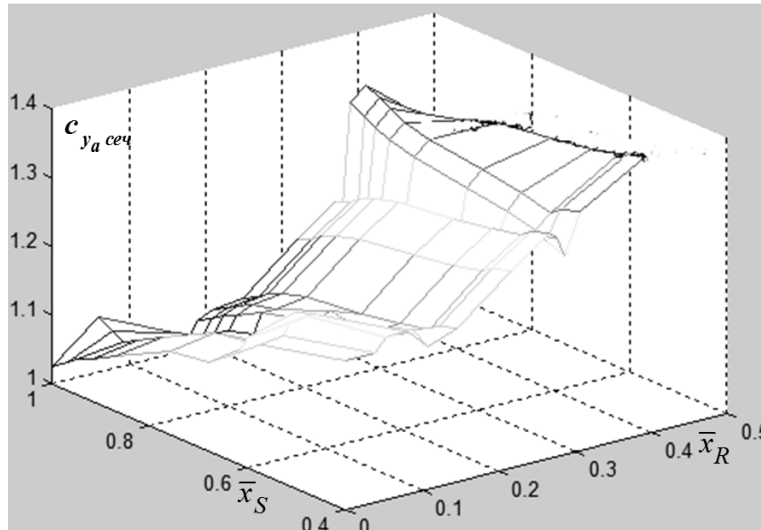


Рис. 6. Зависимости коэффициента подъемной силы на профиле в сечении крыла ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) для самолета с внешними подвесками от параметров, характеризующих состояние обтекания

Fig. 6. Dependence of lift coefficient on the profile in cross section of a wing ($\bar{z}_{кр} = -0,6$) for aircraft pendants with external parameters characterizing the state of flow

На рис. 7 показаны зависимости коэффициента подъемной силы полной компоновки ЛУС от угла атаки при различных скоростях его изменения для двух вариантов размещения внешних подвесок. При увеличении угла атаки $\dot{\alpha} > 0$ значения c_{ya} больше соответствующих статических значений ($\dot{\alpha} = 0$). Это связано с эффектом запаздывания разрушения вихревых структур.

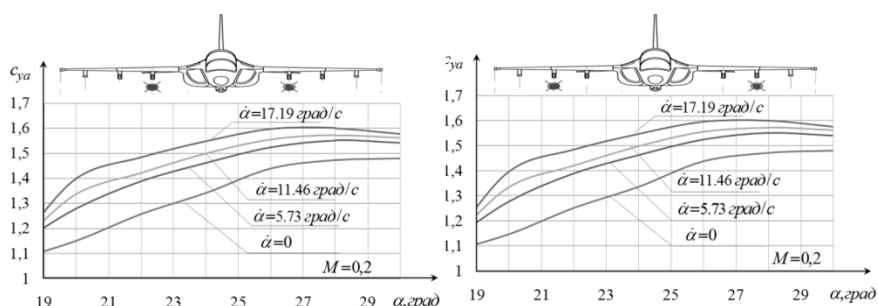


Рис. 7. Влияние скорости изменения угла атаки на коэффициент подъемной силы для самолета с внешними подвесками

Fig. 7. The influence of the rate of change of angle of attack on the lift coefficient for the aircraft with external pendants

Основу математической модели движения легкого ударного самолета с внешними подвесками в предельной по углу атаки области режимов полета в работе составляли динамические и кинематические уравнения движения центра масс в вертикальной плоскости, описывающих движение самолета совместно с уравнением динамики состояния отрывно-вихревого обтекания воздушным потоком несущих поверхностей [10]:

$$\begin{aligned}
 m \frac{dV}{dt} &= P \cos \alpha_p - c_{xa}(x(\alpha)) \frac{\rho_H V^2}{2} S - G \sin \theta, \\
 mV \frac{d\theta}{dt} &= P \sin \alpha_p + c_{ya}(x(\alpha)) \frac{\rho_H V^2}{2} S - G \cos \theta, \\
 \frac{dx_g}{dt} &= V \cos \theta, \\
 \frac{dy_g}{dt} &= \frac{dH}{dt} = V \sin \theta,
 \end{aligned} \tag{3}$$

где m – масса самолета, P – тяга силовой установки самолета, G – сила тяжести; α_p – угол атаки вектора тяги силовой установки, x_g, y_g – координаты центра масс самолета в нормальной земной системе координат, θ – угол наклона траектории, H – высота полета, $c_{xa}(x(\alpha))$ – коэффициент лобового сопротивления с учетом влияния состояния отрывно-вихревого обтекания, $c_{ya}(x(\alpha))$ – коэффициент подъемной силы с учетом влияния состояния отрывно-вихревого обтекания, V – скорость полета, α – угол атаки, S – площадь крыла в плане с подфюзеляжной частью, ρ_H – плотность.

Данная форма представления уравнений движения центра масс самолета в вертикальной плоскости позволяет учесть динамические эффекты запаздывания возникновения нестационарного отрывного и восстановления безотрывного обтекания, так как в правые части уравнений входят аэродинамические коэффициенты, зависящие от функции $x(\alpha)$, характеризующей состояние отрывно-вихревого обтекания.

В работе исследовались параметры траектории движения при выводе ЛУС из пикирования с использованием больших углов атаки. Параметры траектории получены путем решения системы уравнений (3).

Траектория вывода самолета из пикирования представляет собой кривую, важнейшей характеристикой, определяющей безопасность выполнения маневра, является потеря высоты ΔH за время вывода самолета из пикирования в горизонтальный прямолинейный полет (ППП). Величина ΔH зависит от начальных условий выполнения маневра – угла наклона траектории при пикировании θ , скорости ввода в маневр V и нормальной скоростной перегрузки n_{ya} , являющейся функцией коэффициента подъемной силы и плотности воздуха ρ_H :

$$n_{ya} = \frac{c_{ya}(x(\alpha)) \frac{\rho_H V^2}{2} S}{G},$$

$$\Delta H = \frac{V^2(1 - \cos\theta)}{g(n_{ya} - \cos\frac{\theta}{2})} \quad (4)$$

На рис. 8 представлены результаты расчетов параметров траектории движения ЛУС с учетом и без учета особенностей отрывно-вихревого обтекания в предельной по углу атаки области режимов полета. Видно, что не учет указанных особенностей приводит к некоторому увеличению потери высоты ΔH , а значит, высота вывода из маневра $H_{\text{выв}}$ уменьшается.

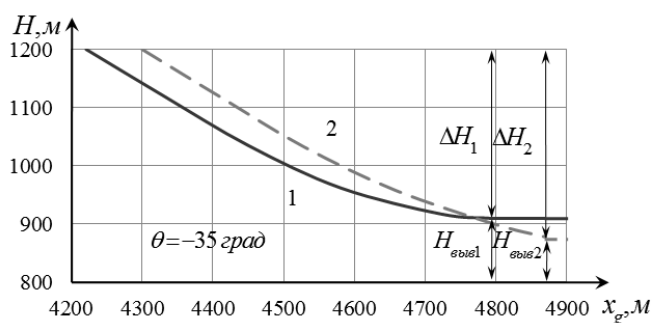


Рис. 8. Изменение высоты при выводе из пикирования
(1 – с учетом особенностей отрывно-вихревого обтекания и 2 – без учета)
Fig. 8. The change of the height at the conclusion of a dive
(1 – taking into account characteristics of separated-vortex flow, and 2 – excluding)

ВЫВОДЫ

1. Исследовано влияние числа Re , угла атаки и положения внешней подвески на параметры, характеризующие состояние отрывно-вихревого обтекания. По результатам экспериментов видно, что с ростом α происходит увеличение относительной координаты точки отрыва и уменьшение относительной координаты точки присоединения, что свидетельствует о затягивании отрыва потока в рассматриваемом профиле.

2. Исследовано влияние инерционности и затягивания процессов развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания на параметры, характеризующие состояния обтекания. Анализ показывает, что с ростом τ_2 и τ_1 происходит увеличение относительной координаты точки отрыва и уменьшение относительной координаты точки присоединения, что свидетельствует об уменьшении длины отрывной зоны на профиле в рассматриваемом сечении крыла.

3. Создана математическая модель движения легкого ударного самолета с внешними подвесками, учитывающая состояние отрывно-вихревого обтекания воздушным потоком несущих поверхностей.

4. Показано влияние состояния отрывно-вихревого обтекания на параметры траектории движения при выводе маневренного самолета из пикирования в области предельных по углу атаки режимов полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кабин С.В., Колин И.В., Святодух В.К., Суханов В.Л., Шуховцов Д.В. Множественный гистерезис статических аэродинамических характеристик // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Том XXX, № 3–4. С. 61–68.

2. **Бюшегнс Г.С., Святодух В.К., Сверканов П.Л.** Влияние динамического гистерезиса аэродинамической подъемной сил на безопасный выход самолета из крутого пикирования // Полет. М.: Машиностроение – Полет. 2008. С. 3–8.

3. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков, А.И. Матвеев, В.А. Подобедов. М.: Машиностроение, 2005. 368 с.

4. **Оболенский Ю.Г.** Управление полетом маневренных самолетов. М.: Филиал Воениздат, 2007. 239 с.

5. **Попов С.А., Гондаренко Ю.А.** Математическая модель влияния состояния обтекания на аэродинамические характеристики маневренного самолета [электронный ресурс] // Труды МАИ. 2016. № 89. Режим доступа: http://www.mai.ru/upload/iblock/831/popov_gondarenko_rus.pdf.

6. **Храбров А.Н.** Нестационарные аэродинамические нагрузки на профиле в произвольном вертикальном порыве и их моделирование с помощью обыкновенных дифференциальных уравнений // Ученые записки ЦАГИ, 2007. Том XXXVIII. С. 68–82.

7. **Бюшегнс Г.С.** Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Наука, 1998. 816 с.

8. Учет динамики разрушения вихрей при математическом моделировании нестационарных аэродинамических характеристик треугольного крыла / Ю.А. Виноградов, А.Н. Жук, К.А. Колинко, А.Н. Храбров // Ученые записки ЦАГИ. 1997. Том XXVIII. С. 105–120.

9. **Головнев А.В., Тарасов А.Л.** Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT* // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 42–49.

10. **Лысенко Н.М.** Аэродинамика и динамика полетов маневренных самолетов. М.: Военное издательство, 1984. 538 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Попов Сергей Александрович, кандидат технических наук, доцент кафедры № 74 «Аэродинамика и безопасность полета» ВУНЦ ВВС «ВВА», popov_ser@mail.ru.

Гондаренко Юрий Александрович, адъюнкт кафедры № 74 «Аэродинамика и безопасность полета» ВУНЦ ВВС «ВВА», vip.kuban777@mail.ru.

MATHEMATICAL MODEL OF THE MOTION OF A LIGHT ATTACK AIRCRAFT WITH EXTERNAL LOAD SLINGS IN THE EXTREME AREA OF FLIGHT MODES ACCORDING TO THE ANGLE OF ATTACK

Sergey A. Popov¹, Yuriy A. Gondarenko¹

¹ *Military Air Force Academy had neither Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin, Voronezh, Russia*

ABSTRACT

For the time being, a combat-capable trainer aircraft has already been used as a light attack aircraft. The quality of mission effectiveness evaluation depends on the degree of relevance of mathematical models used. It is known that the mission efficiency is largely determined by maneuvering capabilities of the aircraft which are realized most fully in extreme angle of attack flight modes. The article presents the study of the effect of Reynolds number, angle of attack and position on the external sling on the parameters characterizing the state of separated-vortex flow, which was conducted using software complexes such as Solid Works and Ansys Fluent. There given the dependences of the observed parameters for stationary and nonstationary cases of light attack aircraft movement. The article considers the influence of time constants, which characterize the response rate and delaying of separated flow development and attached flow recovery on the state of separated-vortex flow. The author mentions how the speed of angle of attack change influences lift coefficient of a light attack aircraft with external slings due to response rate and delaying of separated flow development and attached flow re-

covery. The article describes the mathematical model invented by the authors. This is the model of the movements of light attack aircraft with external slings within a vertical flight maneuver, considering the peculiarities of separated-vortex flow. Using this model, there has been obtained the parameters of light attack aircraft output path from the pitch using large angles of attack. It is demonstrated that not considering the peculiarities of the separated-vortex flow model of light attack aircraft movements leads to certain increase of height loss at the pullout of the maneuver, which accordingly makes it possible to decrease the height of the beginning of the pullout.

Key words: light attack aircraft, external slings, a separated-vortex flow, movement model, the pullout maneuver.

REFERENCES

1. **Kabin S.V., Kolin I.V., Svyatodukh V.K., Sukhanov V.L., Shukhovtsov D.V.** *Mnozhestvennyj gisterezis staticheskikh aehrodinamicheskikh harakteristik* [Multiple static hysteresis of aerodynamic characteristics]. *Uchennie zapiski TsAGI* [Scientific notes CAI]. 1997, pp. 105–120. (in Russian)
2. **Byushgens G.S., Svyatodukh V.K., Sverkanov P.L.** The influence of the dynamic hysteresis of the aerodynamic lifting forces at a safe aircraft out of a steep dive. *Polet* [The flight]. Moscow. Mashinostroenie, no. 8, 2008. pp. 3-8. (in Russian)
3. **Akimov A.N., Vorob'yev V.V., Demchenko O.F., Dolzhenkov N.N., Matveev A.I., Podobedov V.A.** *Osobennosti proektirovaniya legkikh boevykh i uchebno-trenirovochnykh samoletov* [Features of design of light combat and training aircraft] Moscow. Mashinostroenie, 2005. 368 p.
4. **Obolenskiy Y.G.** *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov*. [Flight control maneuverable aircraft]. Moscow. Voenizdat, 2007. 239 p.
5. **Popov S.A., Gondarenko Y.A.** *Matematicheskaya model' vliyaniya sostoyaniya obtekaniya na aehrodinamicheskie kharakteristiki manevrennogo samoleta*. [Mathematical model of influence of the state of flow on the aerodynamic characteristics of maneuvering aircraft] *Trudi MAI*, 2016, no. 89. (In Russian) Available at: http://www.mai.ru/upload/iblock/831/popov_gondarenko_rus.pdf. (accessed 30.09.2016)
6. **Khrabrov A.N.** *Nestacionarnye aehrodinamicheskie nagruzki na profile v proizvol'nom vertikal'nom poryve i ih modelirovanie s pomoshch'yu obyknovennykh differentsial'nykh uravnenij*. Unsteady aerodynamic loading on the profile at an arbitrary vertical gust and modeling using ordinary differential equations. *Uchennie zapiski TsAGI* [Scientific notes CAI], 2007, Issue XXXVIII, pp. 68–62. (in Russian)
7. **Byushgens G.S.** *Aerodinamika, ustoichivost' i upravlyamost' sverkhzvukovykh samoletov*. [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft]. Moscow. Scenes, 2008. 816 p.
8. **Vinogradov Y.A., Zhuk A.N., Kolin'ko K.A., Khrabrov A.N.** *Uchet dinamiki razrusheniya vihrej pri matematicheskom modelirovanii nestacionarnykh aehrodinamicheskikh harakteristik treugol'nogo kryla* [Consideration of the dynamics of the destruction of the vortices in the mathematical modeling of unsteady aerodynamic characteristics of delta wing]. *Uchennie zapiski TsAGI* [Scientific notes CAI], 1997, Issue XXVIII, pp. 105–120. (in Russian)
9. **Golovnev A.V., Tarasov A.L.** Investigation of aerodynamic characteristics of the model of maneuverable aircraft with a mechanized front edge of the wing with the help of the software ansys fluent. *Scientific Bulletin of the MSTUCA*. 2015, no. 218. pp. 42-49. (in Russian)
10. **Lysenko N.M.** *Aerodinamika i dinamika poletov manevrennykh samoletov*. [Aerodynamics and flight dynamics of maneuverable aircraft]. Moscow. Voenizdat, 1984. 538 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Sergey A. Popov, PhD in Science, Associate Professor of the Chair of Aerodynamics and Flight Safety of MESC AF, popov_ser@mail.ru.

Yuriy A. Gondarenko, Adjunct of the Chair of Aerodynamics and Flight Safety of MESC AF, vip.kuban777@mail.ru.