

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.69

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК УПРУГОГО КРЫЛА С ПОВОРАЧИВАЮЩИМИСЯ В ЕГО ПЛОСКОСТИ ЗАКОНЦОВКАМИ

Тютюнников Н.П.^{*}, Шклярчук Ф.Н.^{**}

*Институт прикладной механики РАН,
ИПРИМ РАН, Ленинградский проспект, 7, Москва, 125040, Россия*

** e-mail: nicpet@list.ru*

*** e-mail: shklyarchuk@list.ru*

Исследуется возможность управления аэродинамическими характеристиками упругого крыла большого удлинения с помощью поворотных законцовок. Рассматривается вариант поворота законцовок в плоскости крыла. Связанная задача аэроупругости решается на основе математической модели, построенной с использованием метода дискретных вихрей для расчета аэродинамических нагрузок на деформируемое крыло и метода отсеков для расчета деформаций упругого урыла на основе теории изгиба, поперечного сдвига и кручения тонкостенных слабоконических балок.

На примере прямоугольного в плане крыла с законцовками показано, что поворачивающиеся в плоскости крыла законцовки создают концевые крутящие моменты и в случае крыла большого удлинения — значительные углы закручивания и, как следствие, значительные изменения аэродинамических нагрузок и аэродинамических характеристик крыла.

Ключевые слова: управление, крыло большого удлинения, поворотные законцовки, аэродинамические характеристики, аэроупругость, метод дискретных вихрей, метод отсеков.

Введение

В настоящее время перспективным направлением является создание воздушных беспилотных летательных аппаратов различных типов, размеров и назначений. Среди них большой интерес представляют неманевренные высотные самолеты с большой продолжительностью полета. Основным требованием для таких самолетов наряду с обеспечением высокого аэродинамического качества является создание сверхлегкой силовой конструкции мини-

мальной массы. В этом случае самолет должен иметь гибкое крыло большого удлинения без предкрылков, закрылков и элеронов с приводами и подвижными соединительными узлами и подкреплениями, делающих конструкцию крыла нерегулярной.

Для управления аэродинамическими характеристиками такого крыла можно использовать деформации его формы, например регулируемую упругую «крутку». Управляемое упругое закручивание крыла, подвергающегося в полете действию аэро-

динамической нагрузки, зависящей от этого закручивания, можно осуществлять путем поворота в плоскости крыла его малых законцовок, используя привод малой мощности.

В [1] аналогичная задача аэроупругости крыла была решена численно для случая, когда законцовки крыла поворачиваются относительно оси, лежащей в плоскости крыла и направленной по потоку.

В настоящей работе рассматривается случай, когда законцовки поворачиваются в плоскости крыла. Для численного решения используется математическая модель аэроупругости крыла и алгоритм расчета, разработанные в [1].

1. Краткое описание математической модели для решения связанной задачи аэроупругости крыла

Принятая математическая модель подробно описана в статье [1]. Крыло является тонким и может иметь произвольную форму в плане (рис. 1).

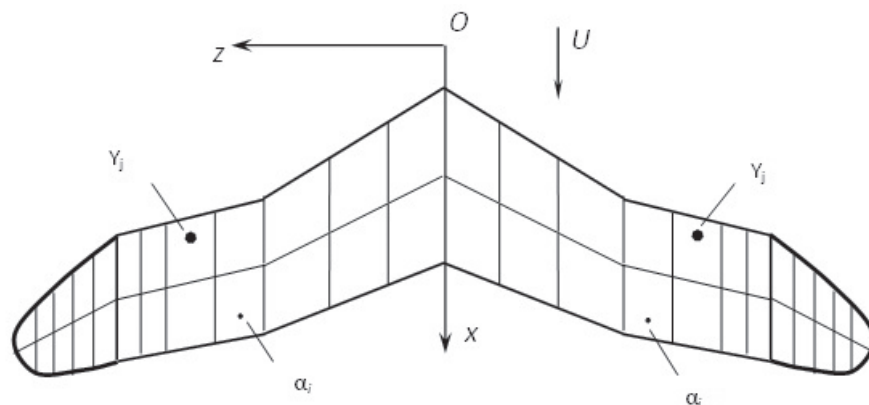


Рис. 1. Форма крыла с законцовками в плане с разбиением его на полосы и панели

Для расчета аэродинамических нагрузок при дозвуковом обтекании по методу дискретных вихрей [2,7] крыло разбивается на полосы сечениями, параллельными набегающему потоку. Каждая полоса, в свою очередь, разбивается на трапециевидные панели. Количество полос и панелей может быть произвольным, а разбиение — неравномерным. Левая и правая консоли крыла разбиваются на полосы и панели симметрично относительно оси x .

Законцовки поворачиваются одновременно или вперед или назад на один и тот же угол. Крыло нагружается и деформируется симметрично относительно оси x .

В модели метода дискретных вихрей в качестве неизвестных рассматриваются: углы схода потока α_i всех панелей крыла в точках, расположенных на расстоянии $3/4$ хорды i -й панели, отсчитываемой от ее передней кромки; равнодействующие силы аэро-

динамического давления (подъемные силы) Y_j панелей, приложенных в точках на расстоянии $1/4$ хорды j -й панели, отсчитываемом от ее передней кромки; с учетом симметрии $i, j = 1, 2, \dots, N$, где N — число панелей на одной половине (консоли) крыла.

Матричное уравнение, связывающее подъемные силы панелей Y_j с углами схода потока на панелях α_i , записывается на основании теоремы Жуковского и формулы Био—Савара [2, 3] в виде [1, 4]

$$\mathbf{Y} = \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{S} \mathbf{A}^{-1} \boldsymbol{\alpha}, \quad (1)$$

где ρ, U — плотность и скорость набегающего потока; S — площадь крыла с законцовками в плане; A — матрица порядка N коэффициентов взаимно-

го аэродинамического влияния панелей;

$$\boldsymbol{\alpha} = [\alpha_1 \quad \alpha_2 \quad \dots \quad \alpha_N]^T; \quad \mathbf{Y} = [Y_1 \quad Y_2 \quad \dots \quad Y_N]^T.$$

Для упругой конструкции крыла можно использовать различные расчетные модели — от модели тонкостенной балки до детализированной конечно-элементной модели. Здесь для крыла большого удлинения используется модель тонкостенной слабоконической балки с произвольным контуром поперечных сечений с учетом изгиба, поперечного сдвига и кручения при их свободной деформации [4—6]. Крыло поперечными сечениями делится на отсеки, как укрупненные балочные конечные элементы. Уравнения для одной консоли крыла (с учетом симметрии деформирования) записываются в матричном виде

$$\mathbf{K} \mathbf{q} = \mathbf{Q}, \quad (2)$$

где $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ \dots \ q_s]^T$ — вектор обобщенных координат, представляющих поперечные перемещения, углы поворота и углы закручивания в расчетных поперечных сечениях крыла; \mathbf{K} — симметричная матрица жесткости порядка s ; $\mathbf{Q} = [Q_1 \ Q_2 \ \dots \ Q_s]^T$ — вектор обобщенных сил, который выражается через вектор аэродинамических сил \mathbf{Y} в матричном виде:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{C}\mathbf{Y}, \tag{3}$$

где \mathbf{C} — прямоугольная матрица порядка $N \times s$.

Условия безотрывного обтекания крыла в контрольных точках всех панелей ($i = 1, 2, \dots, N$) записываются в матричном виде:

$$\boldsymbol{\alpha} = -\mathbf{B}\mathbf{q} + \boldsymbol{\alpha}^0 + \alpha_0 \mathbf{1}, \tag{4}$$

где \mathbf{B} — матрица, определяющая изменение углов атаки в результате упругих перемещений \mathbf{q} ; $\boldsymbol{\alpha}^0$ —

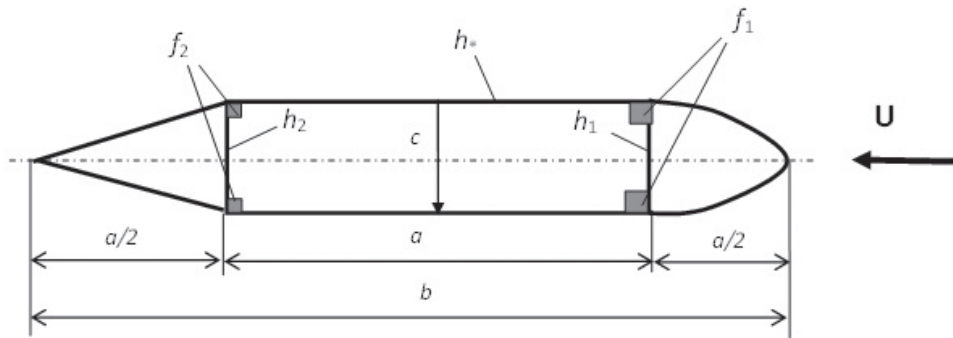


Рис. 2. Поперечное сечение крыла

вектор углов атаки панелей, обусловленных геометрической кривой и V-образностью крыла, а также отклонениями от плоскости xz аэродинамических органов управления; α_0 — угол атаки корневой хорды крыла; $\mathbf{1}$ — вектор, состоящий из единиц.

Из уравнений (1)—(4) следует уравнение упругости крыла в обобщенных координатах:

$$\left(\mathbf{K} + S \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{C}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B} \right) \mathbf{q} = S \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{C}\mathbf{A}^{-1} (\boldsymbol{\alpha}^0 + \alpha_0 \mathbf{1}). \tag{5}$$

Разрешая полученную систему уравнений, можно получить вектор обобщенных координат \mathbf{q} упругого крыла с законцовками от аэродинамической нагрузки. Далее, используя (1) и (4), можно определить вектор \mathbf{Y} и затем путем интерполяции по его компонентам — распределение аэродинамической нагрузки по размаху и по хорде крыла.

Скорость дивергенции закрепленного в корневой хорде крыла с законцовками можно определить из условия

$$\det \left(\mathbf{K} + S \frac{\rho U^2}{2} \mathbf{C}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B} \right) = 0. \tag{6}$$

2. Пример расчета

Для оценки влияния законцовок, поворачивающихся в плоскости крыла, в качестве аэродинамических органов управления выполнен расчет для прямого крыла большого удлинения с постоянным поперечным сечением, изображенным на рис. 2.

Для расчета приняты следующие геометрические параметры: длина консоли крыла (без законцовки) $L = 8$ м; длина законцовки $L_{\text{зак}} = 1$ м.

Параметры поперечного сечения (рис. 2):

$$a/c = 5; b = 2a; h = 0,001 \text{ м}; h^*/h = 4; h_1 = 2h; h_2 = h;$$

$$f_1 = 0,4ah^*; f_2 = 0,2ah^*; b = 1 \text{ м}; c = 0,1 \text{ м}.$$

Модуль упругости и коэффициент Пуассона материала: $E = 70 \cdot 10^9$ Па; $\mu = 0,3$.

Скорость и плотность набегающего потока воздуха: $U = 200$ м/с, $\rho = 0,5$ кг/м³.

Угол атаки корневой хорды $\alpha_0 = 0,1$ рад.

Законцовки считаются абсолютно жесткими; они могут поворачиваться в плоскости крыла относительно середин его концевых хорд (точек A и A' при $x = 0, z = \pm L$).

Основная часть законцовки представляет собой тонкий профиль с хордой постоянной длины. Для того чтобы поворот законцовки в плоскости крыла осуществлялся без разрыва передней и задней кромок крыла, в концевых сечениях консолей устанавливаются тонкие диски.

На рис. 3 показана такая составная законцовка: в нейтральном положении, при повороте вперед и повороте назад.

Радиус диска в срединной плоскости 0,5 м, в основании 0,25 м; толщина диска 0,1 м.

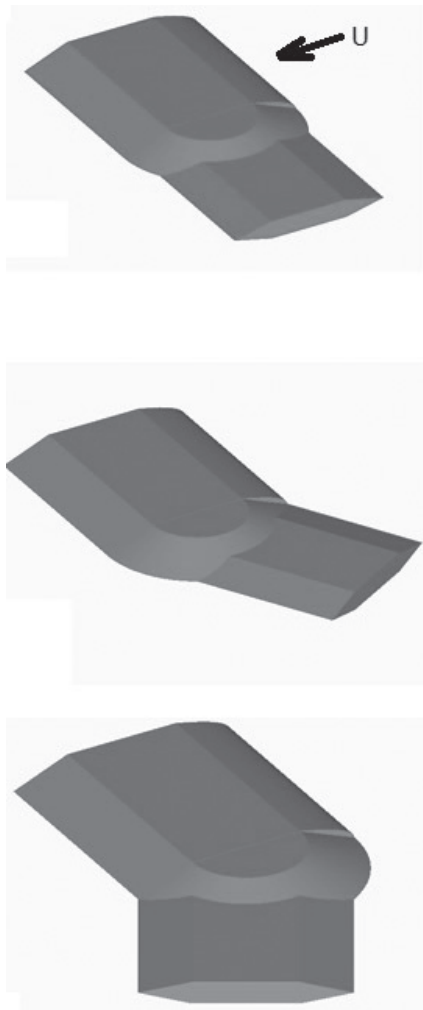


Рис. 3. Составная законцовка в нейтральном положении, при повороте вперед и повороте назад

Хорда части законцовки с постоянным сечением $b_{\text{зак}} = 0,866$ м. Длина законцовки (расстояние от оси вращения до концевое сечения) $L_{\text{зак}} = 1$ м.

Принятое для расчета разбиение крыла представлено на рис. 4. Сплошными линиями показано разбиение консоли на отсеки, штриховыми линиями — разбиение на панели. Законцовка на рис. 4 показана в нейтральном положении.

На рис. 5 изображены разбиения крыла и законцовок на панели при углах поворота: а) 0; б) 30°; в) -30°.

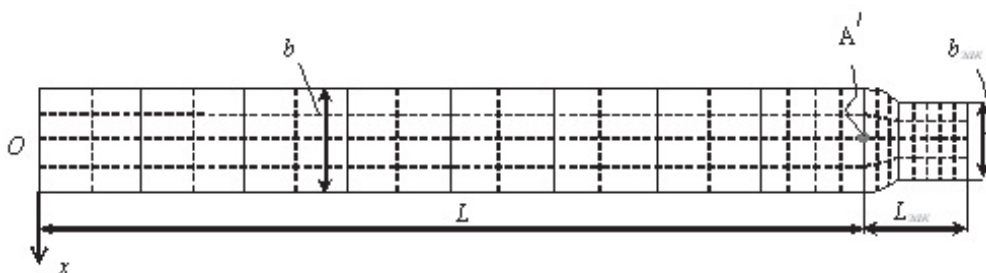


Рис. 4. Разбиение правой консоли крыла на отсеки и на панели

На рис. 6,7,8 соответственно для углов поворота законцовок $\delta = 0, 30^\circ, -30^\circ$ приведены распределения по размаху: a — погонных подъемных сил $Y(z)$; b — погонных аэродинамических моментов тангажа $M_z(z)$. Сплошными линиями 1 показаны результаты для рассматриваемого упругого крыла с поворотными законцовками, а пунктирными линиями 2 — результаты для такого же крыла при условии, что оно является абсолютно жестким.

В таблице приведены суммарные значения подъемной силы Y_Σ и момента тангажа $M_{z,\Sigma}$ крыла в целом (две консоли с поворотными законцовками).

Суммарная подъемная сила (кН) и момент тангажа (кН·м)

Крыло	δ	0	30°	-30°
Упругое	Y_Σ	155,8	169,1	144,6
	$M_{z,\Sigma}$	127,3	145,9	110,5
Недеформируемое	Y_Σ	96,7	96,9	97,0
	$M_{z,\Sigma}$	79,1	82,8	74,7

По этим значениям, используя известные формулы аэродинамики крыла, можно получить безразмерные коэффициенты подъемной силы C_y^α и момента тангажа m_z^α крыла с законцовками. Кроме того, по разностям приведенных в таблице значений можно получить приближенные значения коэффициентов C_y^δ и m_z^α .

На рис. 9 приведены: a — прогиб упругого крыла $v(z)$ по оси z ; b — угол закручивания упругого крыла $\varphi(z)$. Угол атаки поперечных сечений крыла $\alpha = \alpha_0 + \varphi(z)$.

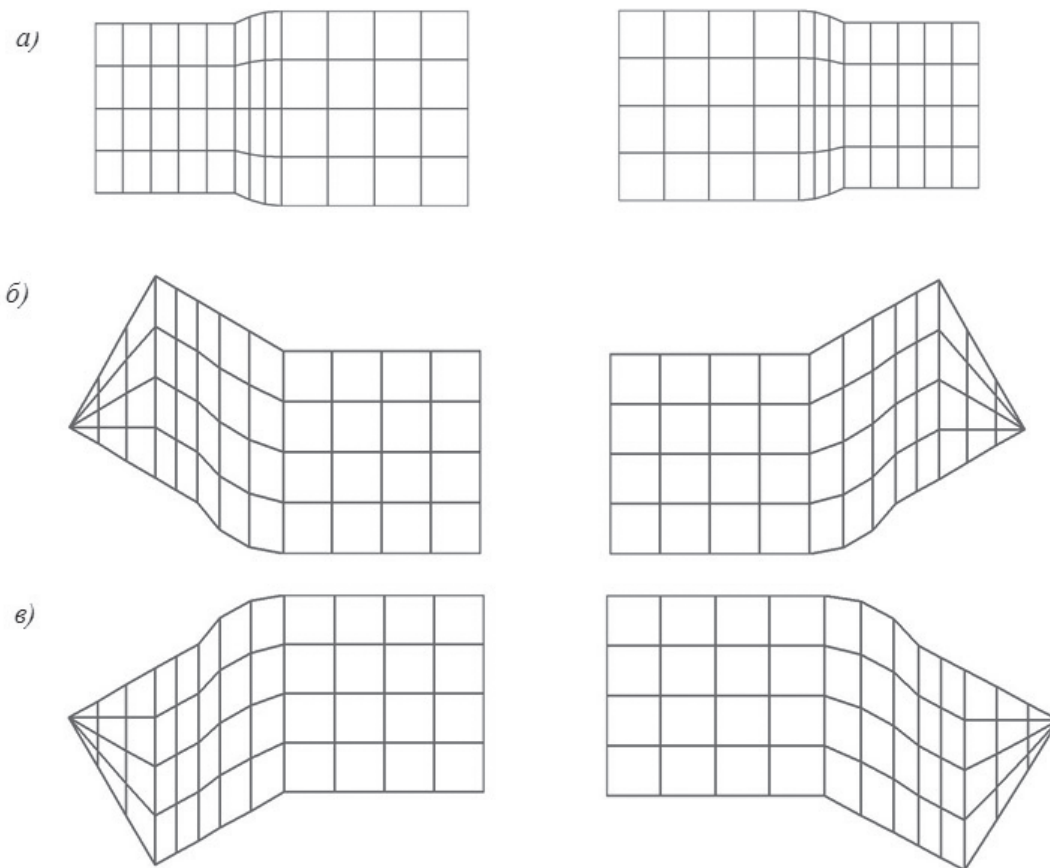


Рис. 5. Положения законцовок и разбиение их на панели при углах поворота: $a - \delta = 0$; $b - \delta = 30^\circ$; $c - \delta = -30^\circ$

Выводы

Получено численное решение задачи аэроупругости крыла большого удлинения с законцовками, поворачивающимися симметрично вперед или назад в плоскости крыла. При повороте законцовки крыла возникают концевые аэродинамические моменты, вызывающие упругое закручивание крыла и изменяющие распределение аэродинамических нагрузок по размаху крыла.

Результаты расчета показывают, что в случае достаточно податливого на кручение упругого крыла законцовки крыла при повороте на угол δ в его плоскости являются эффективными при управлении аэродинамическими характеристиками крыла $c_y^\alpha, m_z^\alpha, c_y^\delta, m_z^\delta$. Если крыло является весьма жестким на кручение, то такие законцовки становятся неэффективными.

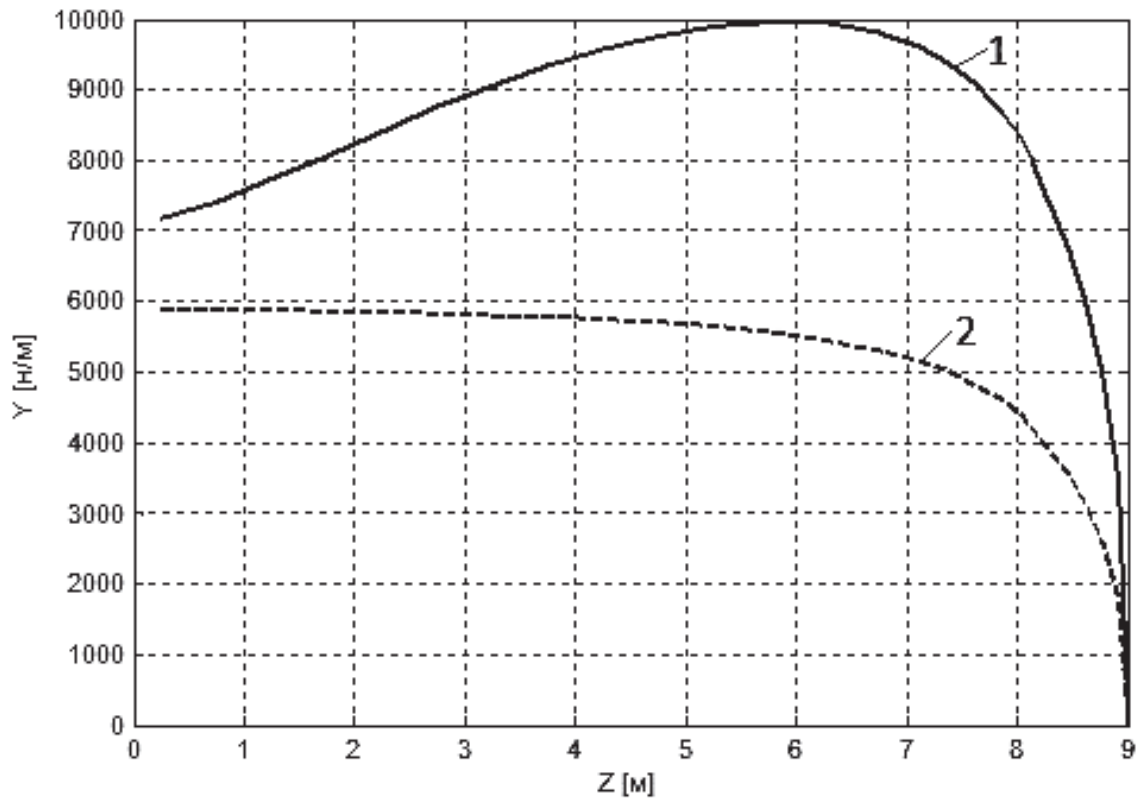
Решение задачи аэродинамического нагружения крыла с законцовками получено методом дискретных вихрей для идеального несжимаемого потока. Поскольку при обтекании крыла реальным газом на его концах образуются концевые вихри большой интенсивности, то для достоверности результатов при практических расчетах обтекания крыла с за-

концовками необходимо использовать численные решения нелинейных уравнений Навье—Стокса для вязкого газа на достаточно мелких сетках.

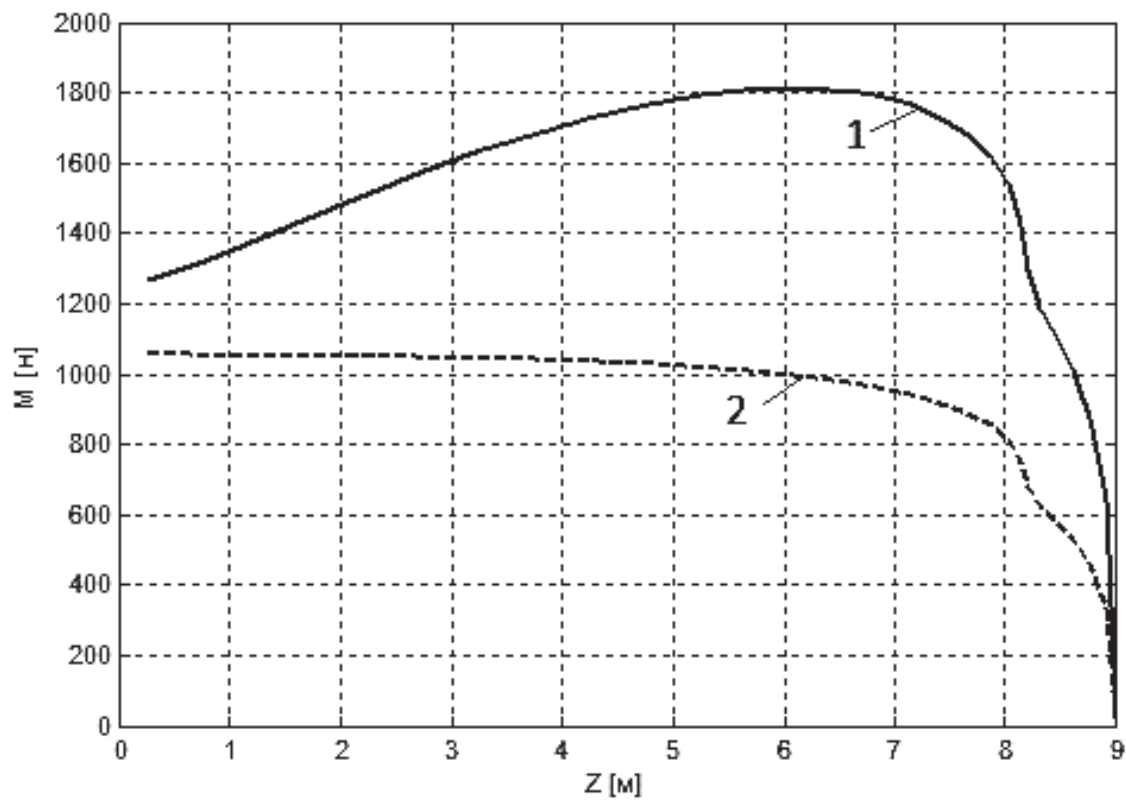
Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-08-04786-а).

Библиографический список

1. Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н. К вопросу об эффективности поворотных законцовок в качестве элементов механизации крыла // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 21-32.
2. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. — М.: Физматгиз, 1963. — 584 с.
3. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. — М.: Наука, 1965. — 244 с.
4. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. — М.: Изд-во МАИ, 2007. — 328 с.
5. Образцов И.Ф., Булычев Л.А., Васильев В.В. и др. Строительная механика летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1986. — 536 с.
6. Гришанина Т.В., Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н. Метод отсеков в расчетах колебаний конструкций летательных аппаратов. — М.: Изд-во МАИ, 2010. — 180 с.



a)



b)

Рис. 6. Погонные силы (а) и моменты (б) для упругого 1 и жесткого 2 крыльев при $\delta = 0$

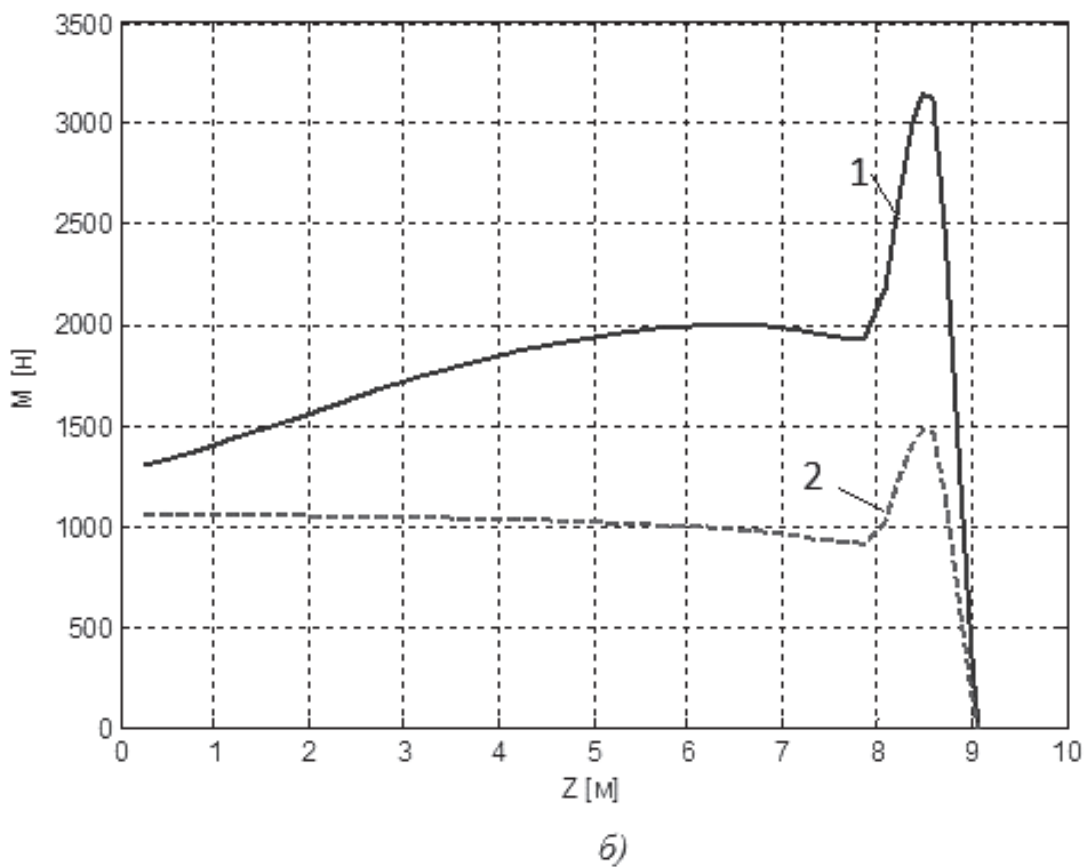
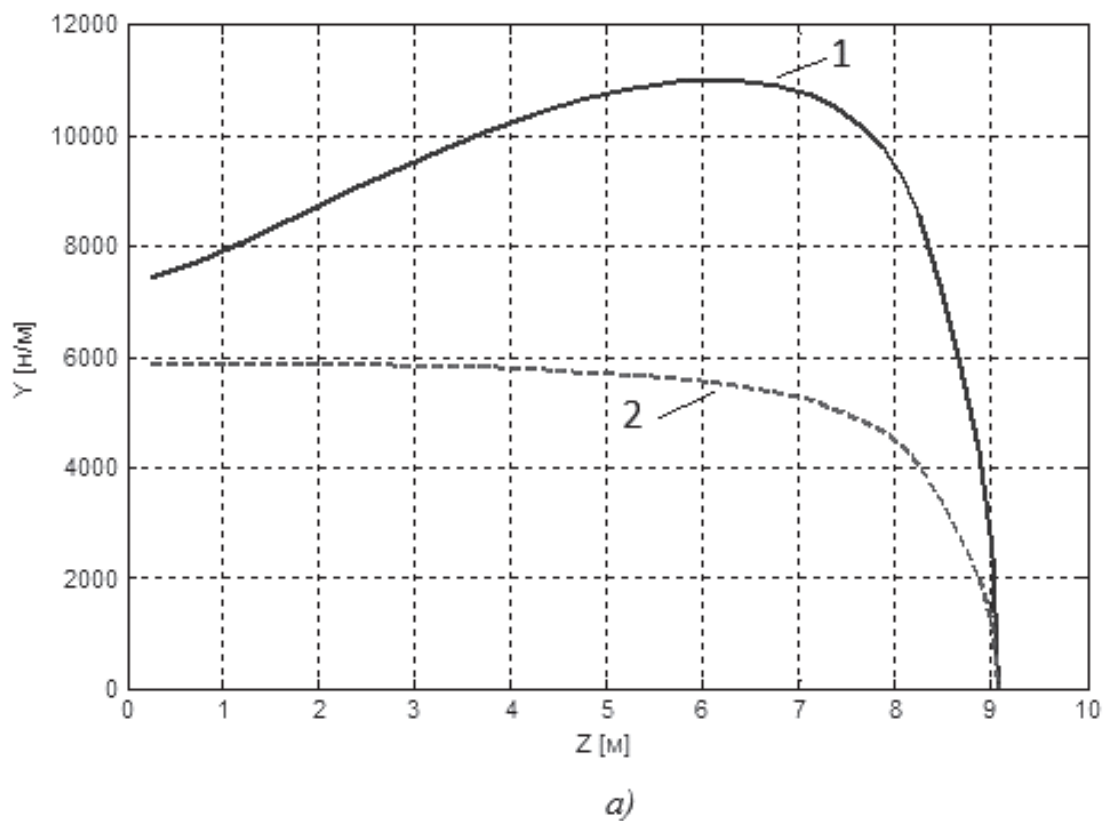
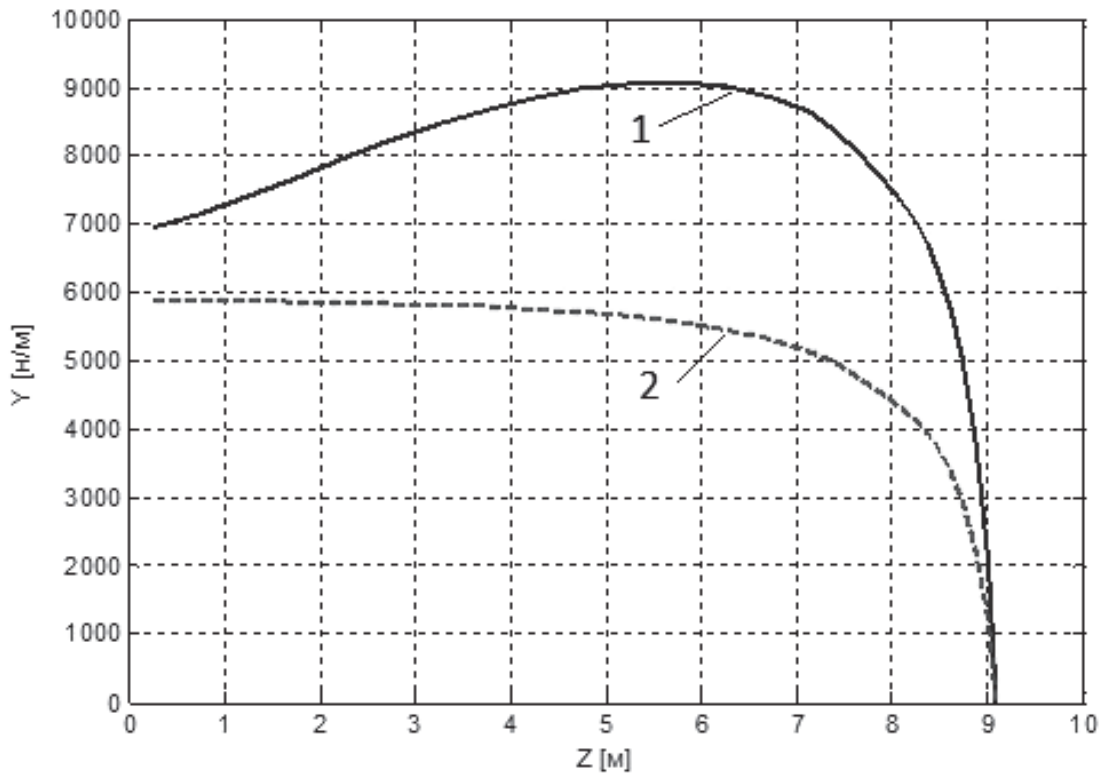


Рис. 7. Погонные силы (а) и моменты (б) для упругого 1 и жесткого 2 крыльев при $\delta = 30^\circ$



a)

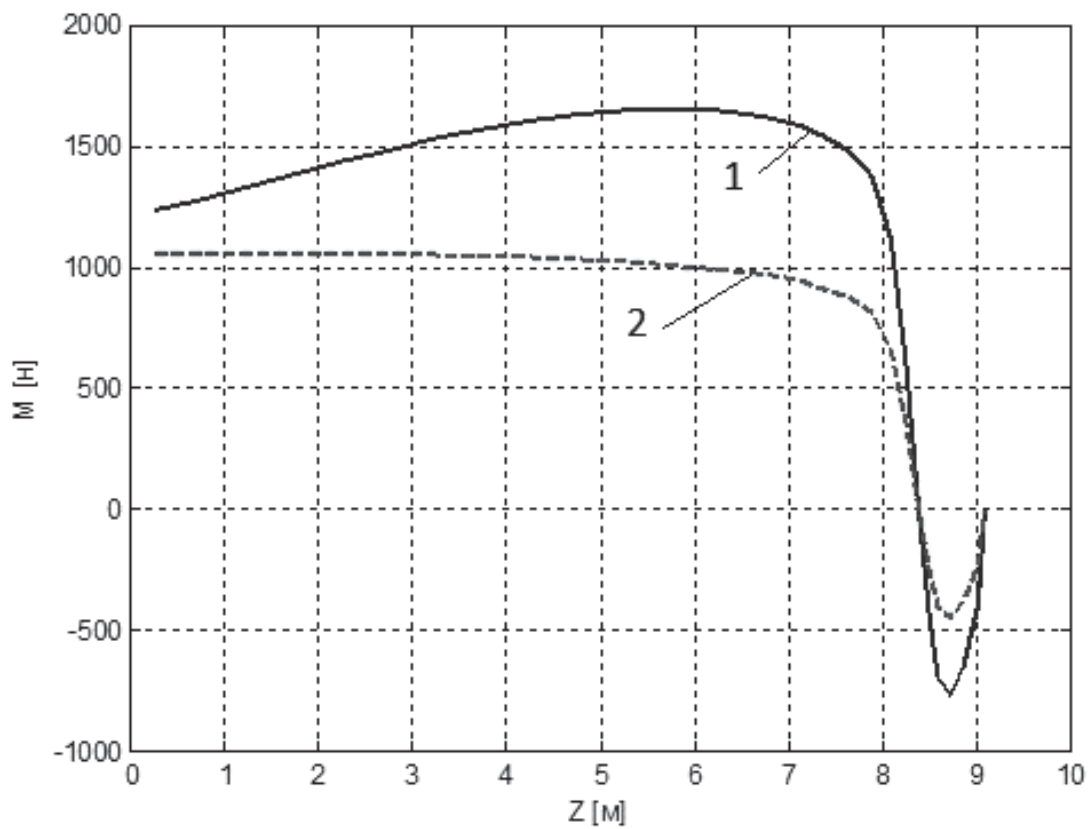
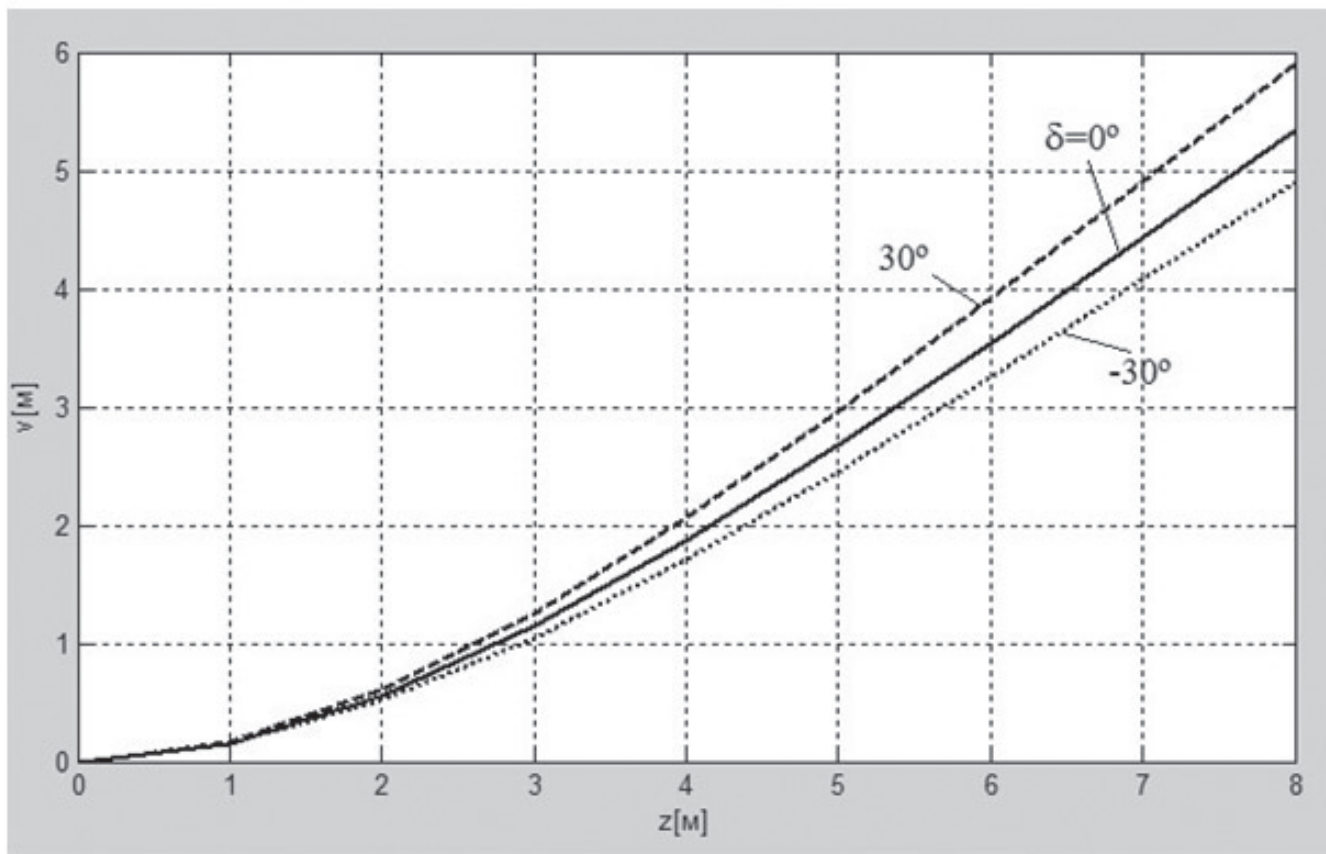


Рис. 8. Погонные силы (а) и моменты (б) для упругого 1 и жесткого 2 крыльев при $\delta = -30^\circ$



a)

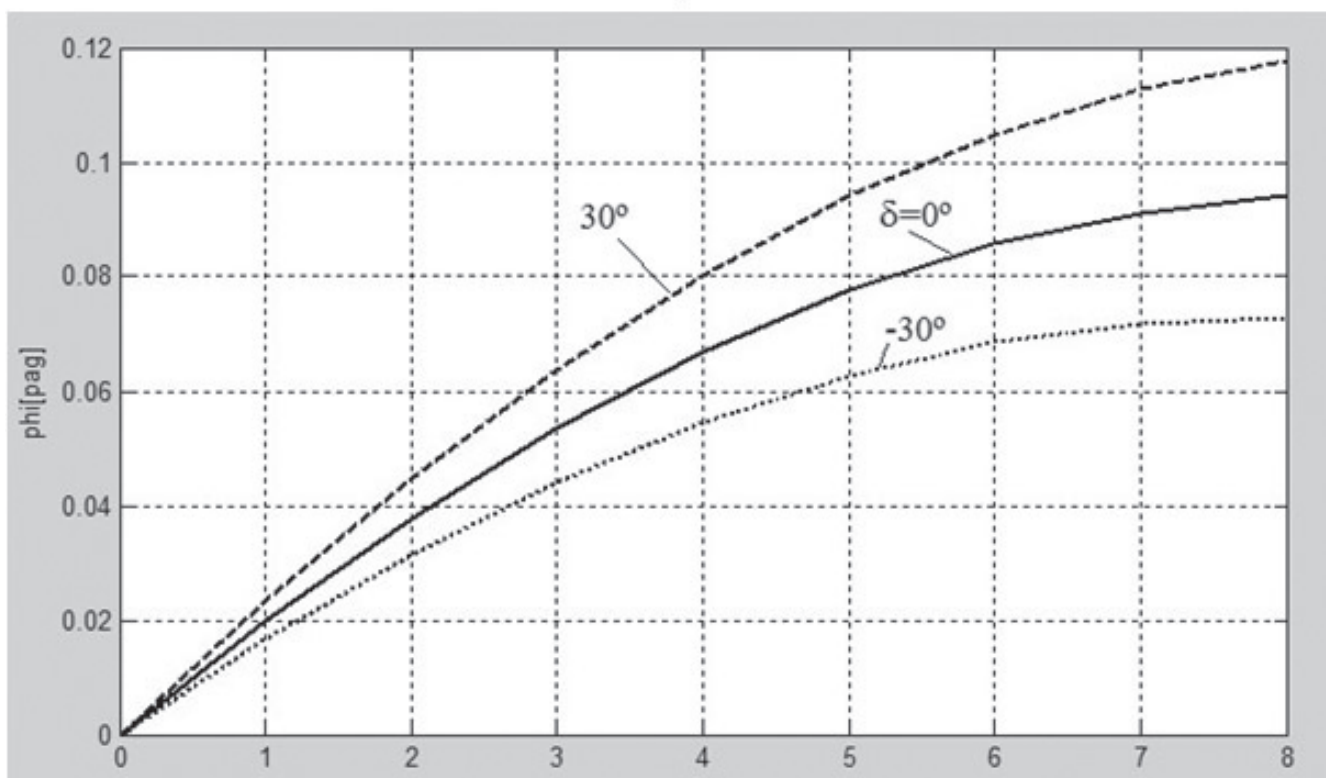


Рис. 9. Прогиб (a) и угол закручивания (б) упругого крыла с поворотными законцовками при $\alpha_0 = 0,1$ рад

DETERMINATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN ELASTIC WING WITH END WINGLETS TURNING IN ITS PLANE

Tyutyunnikov N.P.* , Shklyarchuk F.N.**

*Institute of Applied Mechanics of Russian Academy of Science,
IPRIM RAS, 32a, Leninskii prospect, Moscow, 119991, Russia*

* e-mail: nicpet@list.ru

** e-mail: shklyarchuk@list.ru

Abstract

Possibility of control by aerodynamic characteristics of a large aspect ratio elastic wing with the end winglets turning in the wing plane is investigated.

Controlled twisting of the elastic wing in flight subjected to aerodynamic load which depends on the wing twisting can be carried out by turning of small end winglets in the wing plane with the help of a small power drive.

The coupled aeroelasticity problem is solved using mathematical model based on the discrete vortex method for calculation of aerodynamic loads on deformable wing and the wing as a thin-walled weakly-conical beam subjected to bending, transverse shear and torsion.

The numerical solution of the aeroelasticity problem is obtained for the large aspect ratio wing with the winglets turning symmetrically forward or backwards in the wing plane. Due to turning of the winglets there appear the end aerodynamic moments which cause elastic twisting of the wing and change the distribution of the aerodynamic load along the wing.

For the example of a rectangular wing with the winglets it is shown that the turning of the winglets it is shown that the turning of the winglets in the wing plane creates the end torques and significant angles of twisting of the large aspect ratio wing and as a consequence significant change of the aerodynamic loads and the wing aerodynamic characteristics.

The results of calculation show that in a case of a wing which is sufficiently pliant in twisting in the wing plane at the angle δ can be effective for control of the wing aerodynamic characteristics $c_y^\alpha, m_z^\alpha, c_y^\delta, m_z^\delta$. In case of a wing which is sufficiently rigid in twisting the winglets become ineffective.

Keywords: control, large aspect ratio wing, turning winglets, aerodynamic characteristics, aeroelasticity, discrete vortex method, bay method.

References

1. Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 21-31.
2. Kochin N.E., Kibel' I.A., Roze N.V. *Teoreticheskaya gidromekhanika* (Theoretical Hydromechanics), Moscow, Fizmatgiz, 1963, 584 p.
3. Belotserkovskii S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* (Thin Lifting Surface in Subsonic Gas Flow), Moscow, Nauka, 1965, 244 p.
4. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. *Dinamika upravlyaemykh konstruktssii* (Dynamics of Elastic Controlled Structures), Moscow, MAI, 2007, 328 p.
5. Obraztsov I.F., Bulychev L.A., Vasil'ev V.V., Elpat'evskii A.N., Gekov K.A., Ivanov Yu.I., Konovalov B.A., Matyushev Yu.S., Shklyarchuk F.N. *Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov* (Structural Mechanics of Flying Vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 536 p.
6. Grishanina T.V., Tyutyunnikov N.P., Shklyarchuk F.N. *Metod otsekov v raschetakh kolebanii konstruktssii letatel'nykh apparatov* (Bay-Method in Flying Vehicles Vibrations Calculations), Moscow, MAI, 2010, 180 p.