

Метод анализа статической аэроупругости крыла беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии с учетом геометрической нелинейной деформации

© Лэй Чэнь, Д.Ю. Стрелец

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Предложен интегрированный метод анализа, связывающий статическую аэроупругость и эффективность поглощения солнечной энергии с учетом упругости конструкции и ярко выраженных нелинейных деформаций конструкции беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на солнечной энергии с крылом большого удлинения. На примере такого крыла проведено сравнение результатов линейного и нелинейного анализа, выполнена оценка энергетического баланса для суточного полета в день летнего солнцестояния. Результаты показывают, что геометрическая нелинейность приводит к значительным изгибно-крутильным деформациям крыла. По сравнению с линейным методом нелинейный расчет демонстрирует существенное изменение аэродинамических характеристик, при этом отклонение потребляемой мощности для горизонтального полета достигает 21,6 %. Хотя относительное влияние деформации на захват солнечного излучения невелико (0,8 %), абсолютная потеря энергии за день превышает 400 Вт · ч, что критично для БПЛА с низким энергопотреблением. Проведенное исследование подтверждает необходимость учета эффектов нелинейной аэроупругости на начальном этапе проектирования для точной оценки летных характеристик и возможностей выполнения требований технического задания.

Ключевые слова: геометрическая нелинейность, статическая аэроупругость, БПЛА на солнечной энергии, деформация крыла, связь деформации крыла с летно-техническими характеристиками БПЛА

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) на солнечной энергии способны выполнять задачи по мониторингу атмосферы, дистанционному зондированию Земли и ретрансляции связи на обширных территориях в течение длительного времени [1, 2]. Такие БПЛА, как правило, характеризуются большим удлинением крыла и низкой поверхностной плотностью конструкции. Например, удлинение крыла солнечного БПЛА «Гелиос» (Helios) достигает 31, при этом поверхностная плотность конструкции крыла у них составляет 3,2 кг/м² [3].

Особенности конструкции солнечных БПЛА, такие как большое удлинение и малый вес, приводят к значительным статическим деформациям крыла в полете. Так, прогиб крыла БПЛА Pathfinder в горизонтальном полете превышает 12 % полуразмаха, а угол поперечного V крыла «Гелиоса» в предельных режимах полета может

достигать 50° [4]. В июне 2003 г. БПЛА «Гелиос» с установленным экспериментальным оборудованием потерпел крушение, разрушившись в воздухе из-за возникших колебаний на малой высоте. В отчете о расследовании происшествия, опубликованном NASA в январе 2004 г., предложено продолжить разработку аппаратов данного типа, причем особенно подчеркивалась необходимость исследовать методы анализа их нелинейных аэроупругих характеристик. При малых деформациях кручения исследование статической аэроупругости с использованием линейно-упругой модели конструкции показывает монотонное возрастание аэродинамических сил с увеличением прогиба, однако при более значительных деформациях это допущение существенно расходится с практикой. Изменение угла падения вектора солнечного излучения, вызванное нелинейной статической аэроупругой деформацией, приводит к заметным отличиям в мощности излучения, поглощаемого крылом, и общей энергии по сравнению с результатами линейного анализа, что в итоге влияет на конечные летно-технические характеристики солнечного БПЛА. Следовательно, при моделировании конструкции таких существенно деформируемых БПЛА необходимо учитывать геометрически нелинейные особенности, такие как значительные перемещения и большие углы поворота крыла [5].

Для решения задач с нелинейной деформацией использование высокоточных методов вычислительной гидродинамики (CFD) и вычислительной механики конструкций (CSD) требуются значительные вычислительные ресурсы [6–10]. В связи с этим для расчета аэродинамических сил, действующих на крыло малой жесткости, часто применяются панельные методы, основанные на теории потенциального потока [11]. Се (Xie) и другие ученые развили применение метода вихревой решетки (VLM) для криволинейных поверхностей в задачах такого класса [12, 13]. Патил и Ходжес исследовали применение двумерной аэродинамической модели ONERA в сочетании с нелинейной балочной моделью [14]. Геометрически нелинейные модели конструкций в основном базируются на моделях нелинейных балок. Ходжес разработал модель геометрически точной балки на основе смешанной вариационной формулировки [15]. Хотя модели нелинейных балок имеют преимущество в скорости решения, в реальных инженерных приложениях сложные трехмерные конструкции зачастую сложно свести к балочной модели. Кроме того, из-за игнорирования кривизны поверхности профиля крыла после расчета аэроупругости затруднительно вычислить интенсивность падающего солнечного излучения. Работы Херманутца подтвердили возможность использования оболочечных моделей для моделирования жесткости поверхности крыла при анализе аэроупругости [16]. Такой подход снижает вычислительные затраты и облегчает анализ инженерных задач на этапе предварительного проектирования.

Цель данной работы — разработка методики численного анализа статической аэроупругости крыла БПЛА на солнечной энергии с учетом геометрической нелинейности и исследование ее влияния на эффективность сбора солнечной энергии.

Аэродинамическая модель. На основе программы Tornado [20] и теории метода вихревой решетки, изложенной в работе Каца [17], разработан метод вихревой решетки для криволинейных поверхностей (Curved Vortex Lattice Method). По сравнению с классическим методом вихревой решетки данный подход позволяет более точно построить аэродинамическую модель криволинейных поверхностей.

Срединная поверхность крыла дискретизируется на n_p сеточных ячеек (рис. 1). Каждая ячейка заменяется подковообразным вихрем интенсивностью Γ_j . В исследовании была использована традиционная форма подковообразного вихря, состоящая из трех вихревых отрезков: присоединенный вихрь располагается на линии $1/4$ хорды ячейки, а два свободных вихря тянутся вдоль поверхности параллельно потоку по оси X вниз по потоку в бесконечность (рис. 2). Контрольная точка, обозначенная крестиком на рисунке, расположена в середине линии $3/4$ хорды ячейки, а точка приложения силы — в середине линии $1/4$ хорды.

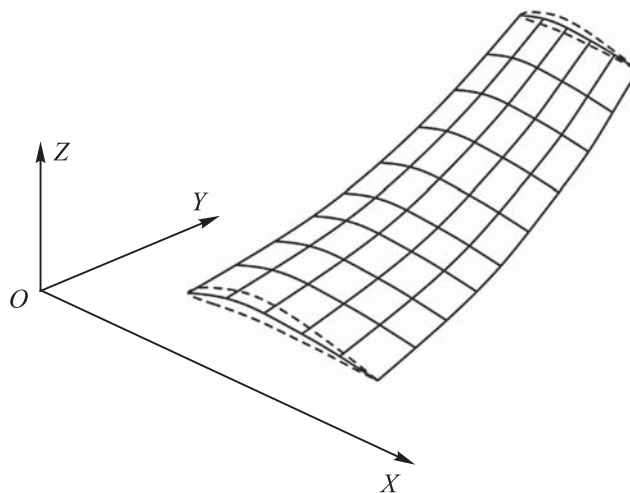


Рис. 1. Модель вихревой решетки для криволинейных поверхностей

Индуктивная скорость на контрольной точке:

$$\mathbf{V}_{\text{инд } i} = \sum_{j=1}^{n_p} \bar{V}_{ij} \Gamma_j, \quad (1)$$

где $\bar{V}_{ij}$ — вектор индуцированной скорости в контрольной точке i , создаваемой единичной циркуляцией (или единичной интенсивностью вихря), который вычисляется согласно закону Био — Савара.

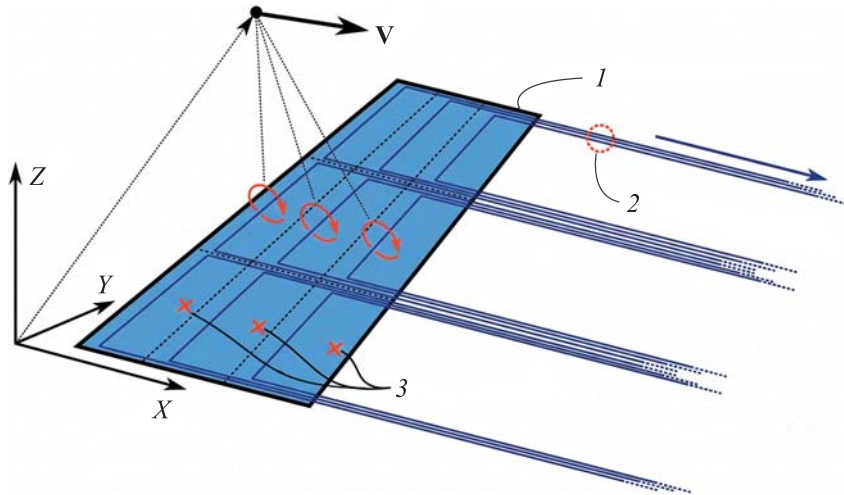


Рис. 2. Расположение вихрей и контрольных точек:

1 — подъемная поверхность; 2 — подковообразные вихри; 3 — контрольные точки

Граничное условие непротекания записывается следующим образом:

$$(\mathbf{V}_{\infty} + \mathbf{V}_{\text{инд } i}) \cdot \mathbf{n}_i = 0. \quad (2)$$

Из условия (2) получается выражение

$$\sum_j A_{ij} \Gamma_j = -\mathbf{V}_{\infty} \cdot \mathbf{n}_i, \quad (3)$$

где A_{ij} — матрица коэффициента влияния, которую можно представить так:

$$A_{ij} = \bar{V}_{ij} \cdot \mathbf{n}_i. \quad (4)$$

После получения Γ_p подъемная сила на одной панели определяется по формуле Жуковского:

$$\mathbf{F}_p = \rho \Gamma_p (\mathbf{V}_p \times \mathbf{L}_p), \quad (5)$$

где $\mathbf{L}_p$ зависит от геометрии на линии 1/4 хорды панели.

Характеристика модели конечных элементов. Применена модель нелинейных конечных элементов, основанная на обновленной лагранжевой формулировке. Это означает, что все механические величины (перемещения, деформации, напряжения) всегда относятся к обновленной деформированной конфигурации [18, 19]. В рамках

инкрементального шага от времени t к $t + \Delta t$ тензор деформаций Грина — Лагранжа, отнесенный к актуальной конфигурации в момент времени t , определяется следующим образом:

$${}^t\xi_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u_i}{\partial {}^tx_j} + \frac{\partial u_j}{\partial {}^tx_i} + \frac{\partial u_k}{\partial {}^tx_i} \frac{\partial u_k}{\partial {}^tx_j} \right], \quad (6)$$

где u_i — компоненты вектора приращения перемещений $\mathbf{u}$; tx_i — координаты узлов в обновленной конфигурации (в момент времени t).

Последнее слагаемое в (6) выражает геометрически нелинейную связь между деформациями и перемещениями. Для меры приращения напряжений использован инкремент второго тензора напряжений Пиолы — Кирхгофа ${}_tS_{ij}$ (Piola — Kirchhoff II), связанный с линейной частью приращения деформаций ${}_te_{ij}$ через обобщенный закон Гука:

$${}_tS_{ij} = C_{ijkl} {}_te_{kl}, \quad (7)$$

где C_{ijkl} — компоненты тензора упругости материала четверного ранга.

Работа внутренних сил в обновленной лагранжевой формулировке (с учетом линеаризации для шага итерации) выражена так:

$$\delta W_{\text{внут}} = \int_{tV} \left(C_{ijkl} {}_te_{kl} \delta {}_te_{ij} + {}^t\tau_{ij} \delta {}_t\eta_{ij} \right) d^tV, \quad (8)$$

где ${}^t\tau_{ij}$ — тензор напряжений Коши (физические напряжения в текущей конфигурации t); ${}_t\eta_{ij}$ — нелинейная часть приращения деформации (последнее слагаемое в формуле (6)). Работа внешних сил, совершаемая объемными и поверхностными силами, рассчитывается по формуле

$$\delta W_{\text{внеш}} = \int_{tV} \rho \delta u_i {}^{t+\Delta t}b_i d^tV + \int_{t\Gamma} \delta u_i {}^{t+\Delta t}f_i d^tA, \quad (9)$$

где ${}^{t+\Delta t}b_i$ и ${}^{t+\Delta t}f_i$ — компоненты объемной и поверхностной силы соответственно. Итак, уравнение равновесия имеет вид

$$\delta W_{\text{внут}} - \delta W_{\text{внеш}} = 0. \quad (10)$$

После конечно-элементной дискретизации вектор невязки нелинейной системы уравнений можно записать следующим образом:

$$\mathbf{R}(\mathbf{u}) = \mathbf{f}_{\text{внут}} - \mathbf{f}_{\text{внеш}} = 0, \quad (11)$$

где $\mathbf{f}_{\text{внут}}$ содержит нелинейные члены, поэтому для решения использован итерационный метод Ньютона — Рафсона.

Касательная матрица жесткости выражена как

$$\mathbf{K}_T(\mathbf{u}) = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{u}} = \mathbf{K}_{\text{мат}} + \mathbf{K}_{\text{гео}}, \quad (12)$$

где первое слагаемое в правой части матрицы жесткости материала соответствует первой части интеграла в формуле (8), а второе — матрица геометрической жесткости, которая определяется текущим состоянием напряжений Пиолы — Кирхгофа II.

После того как задан шаг нагружения, для каждого итерационного шага можно записать:

$$\mathbf{K}_T(\mathbf{u}^{(m)}) = -\mathbf{R}(\mathbf{u}^{(m)}), \quad \mathbf{u}^{(m+1)} = \mathbf{u}^{(m)} + \Delta \mathbf{u}^{(m)}. \quad (13)$$

Расчет завершается тогда, когда абсолютное значение остаточной погрешности $\|\mathbf{R}\|$ удовлетворяют критериям сходимости.

Метод отображения определения внешних нагрузок. Для проецирования аэродинамических нагрузок на узлы элементов конструкции использованы радиальные базисные функции (RBF). Количество исходных (source) и целевых (target) точек обозначают N_s и N_t соответственно. Интерполяционная функция выражается так:

$$\bar{f}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^{N_s} \gamma_i \phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{si}\|) + p(\mathbf{x}), \quad (14)$$

где $\phi(r)$ — функция ядра; следует отметить, что в данной работе используется функция сплайна типа тонкой пластинки:

$$\phi(r) = r^2 \ln(r); \quad (15)$$

$p(x)$ — линейный многочлен, $p(x) = c_0 + c_1x + c_2y + c_3z$.

Построена расширенная матрица и сформирована система линейных уравнений:

$$\begin{bmatrix} \Phi & \mathbf{P}_s \\ \mathbf{P}_s^T & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma \\ \mathbf{c} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{f}_s \\ \mathbf{0} \end{Bmatrix}, \quad (16)$$

где $\mathbf{f}_s$ — матрица, составленная из аэродинамических сил в точках, расположенных на середине линии 1/4 хорды каждой панели; коэффициенты γ и $\mathbf{c}$ находятся путем решения системы линейных уравнений. Вектор коэффициентов многочлена на точке исходной $p(\mathbf{x}_s)$ можно представить как $\mathbf{P}_s = \begin{bmatrix} 1 & x^s & y^s & z^s \end{bmatrix}$, поэтому для точки целевой $\mathbf{P}_t = \begin{bmatrix} 1 & x^t & y^t & z^t \end{bmatrix}$.

Далее матрица интерполяции представлена в следующем виде:

$$\mathbf{T} = [\Phi_{ts} \quad \mathbf{P}_s] \begin{bmatrix} \gamma \\ \mathbf{c} \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Отображение нагрузок от точек приложения аэродинамических сил к узлам элементов конструкции может быть представлено так:

$$\mathbf{f}_t = \mathbf{T} \mathbf{f}_s. \quad (18)$$

Модель солнечного излучения. Для заданной широты $\phi_{\text{полет}}$, угла склонения Солнца δ и часового угла ω угол возвышения Солнца α и азимутальный угол ψ соответственно выражены таким образом:

$$\begin{aligned}\sin \alpha &= \sin \phi_{\text{полет}} \sin \delta + \cos \phi_{\text{полет}} \cos \delta \cos \omega; \\ \tan \psi &= \frac{\sin \omega}{\cos \omega \sin \phi_{\text{полет}} - \tan \delta \cos \phi_{\text{полет}}}.\end{aligned}\quad (19)$$

Единичный вектор Солнца $\mathbf{S}_{ENU}$, направленный от крыла к Солнцу, определяется в системе координат ENU (East — North — Up, что означает восток — север — вверх):

$$\mathbf{S}_{ENU} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \psi \\ \cos \alpha \cos \psi \\ \sin \alpha \end{bmatrix}.\quad (20)$$

Для преобразования данного вектора из системы координат ENU в связанную систему координат применена матрица преобразования:

$$\begin{aligned}\mathbf{H} &= \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \\ \mathbf{S}_{\text{связ}} &= \mathbf{H} \mathbf{S}_{ENU}.\end{aligned}\quad (21)$$

После определения направления солнечного излучения в связанной системе координат мощность солнечного излучения, поглощаемая крылом, рассчитывается суммированием вкладов всех панелей, на которых расположены фотоэлектрические элементы:

$$P_{\text{солн}} = \eta_{\text{солн}} I_{\text{солн}} \sum_{k=1}^N A_k \max(0, \mathbf{n}_k \cdot \mathbf{S}_{\text{связ}}),\quad (22)$$

где $\eta_{\text{солн}}$ — КПД фотоэлектрических элементов; $I_{\text{солн}}$ — интенсивность солнечного излучения; A_k — площадь k -й панели крыла; $\mathbf{n}_k$ — единичный вектор нормали к k -й панели; N — число панелей, покрытых фотоэлектрическими элементами.

Полная энергия, поглощаемая крылом за расчетный период, определяется численным интегрированием:

$$E_{\text{солн}} = \sum_{m=1}^M P_{\text{солн}}(t_m) \Delta t,\quad (23)$$

где Δt — временной шаг расчета; M — число расчетных временных интервалов.

Методика анализа статической аэроупругости с учетом геометрической нелинейности. Применена методика слабой связи для анализа статического аэроупругого равновесия, при которой аэродинамические нагрузки и деформации конструкции рассчитываются отдельно с последующим обменом данными «нагрузка — перемещение». В частности, сначала вычисляются аэродинамические нагрузки на недеформированном крыле, а затем они прикладываются к конструкции с использованием матрицы проецирования и рассчитываются деформации конструкции. После этого на основе деформированной аэродинамической формы пересчитывается распределение аэродинамических нагрузок. Данный процесс итеративно повторяется до достижения сходимости (рис. 3).

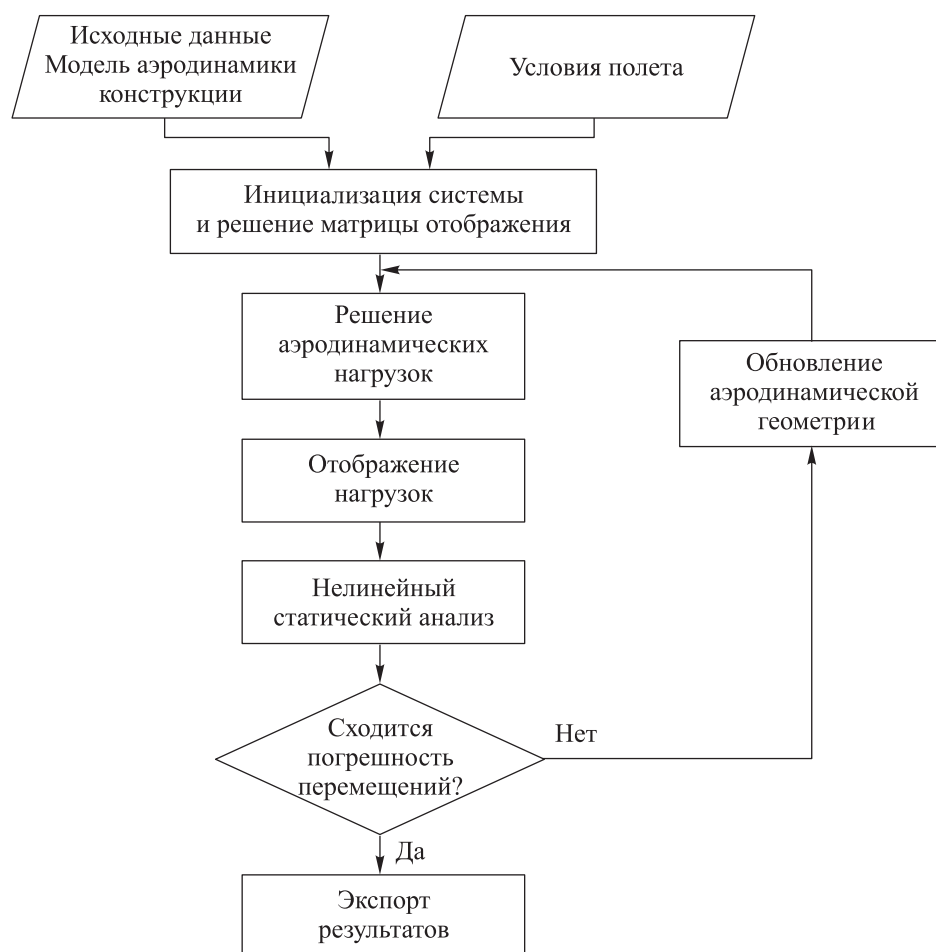


Рис. 3. Схема итерационного расчета статической аэроупругости с нелинейностью

Результаты численного анализа и обсуждение. В расчетном примере для моделирования лонжерона крыла применены пустотелые круглые балочные элементы, расположенные на расстоянии 40 %

хорды от передней кромки. Одновременно с этим для имитации жесткости поверхности крыла применены оболочечные элементы. Условие полета, параметры элементов и материалов приведены далее.

Поскольку солнечные БПЛА часто имеют крыло большого удлинения, рассмотрено крыло с удлинением 20, корневой хордой длиной 1,2 м и концевой хордой длиной 1 м. Профиль крыла — НАСА 4412, который подходит для низкоскоростных летательных аппаратов. Число сеточных ячеек по размаху и хорде составляет 40 и 10 соответственно. Для учета максимального влияния деформации на соответствующие параметры рассматривается меньшая высота полета, чтобы получить максимальные аэродинамические нагрузки.

Условие полета:

Высота полета, м	2000
Угол атаки, град	2
Скорость полета, м/с	40
Плотность атмосферы, кг/м ³	1,0065

Параметры конструктивных элементов:

Внутренний диаметр балочного элемента, м	0,09
Внешний диаметр балочного элемента, м	0,1
Число слоев оболочных элементов	16
Толщина одного слоя, мм	0,625
Углы укладки слоев, град	0/45/-45/90

Физико-механические характеристики материала:

Модуль упругости, ГПа:	
продольный E_1	138
поперечный E_2	10,6
Коэффициент Пуассона $\nu_{\text{мат}}$	0,24
Модуль сдвига в плоскости, ГПа:	
1-2, G_{12}	6,46
1-Z, G_{1Z}	3,8
1-Z, G_{2Z}	3,2
Плотность материала $\rho_{\text{мат}}$, кг/м ³	1500

Разбиение крыла на элементы и начальное распределение аэродинамических нагрузок показаны на рис. 4. В исследовании применен итерационный метод релаксации Эйткена, который позволяет ускорить расчет и избежать расходимости результатов, вызванной слишком большим шагом итерации.

График сходимости нелинейных итераций представлен на рис. 5, деформируемая конфигурация показана на рис. 6. Проведено сравнение результатов нелинейного итерационного анализа, линейного итерационного анализа и линейного неитерационного анализа (рис. 7).

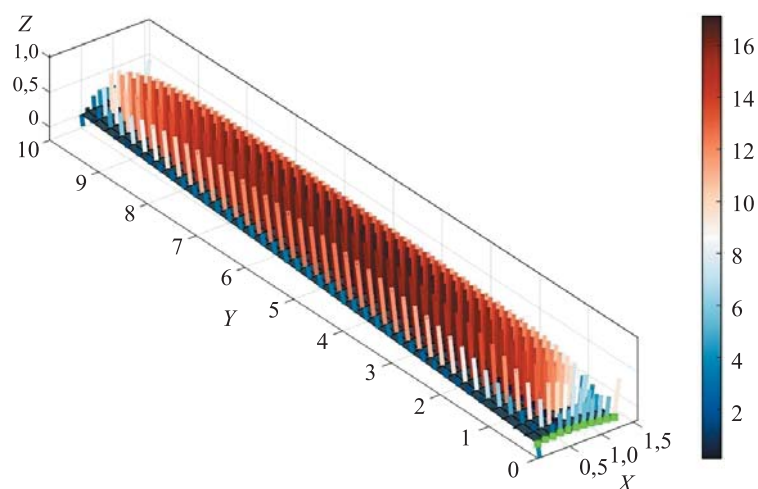


Рис. 4. Разбиение крыла на элементы (м) и начальное распределение нагрузок (визуализация конечных элементов и узловых сил)

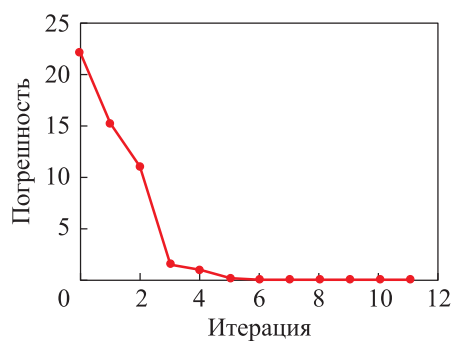


Рис. 5. График сходимости нелинейных итераций (норма погрешности перемещений, м)

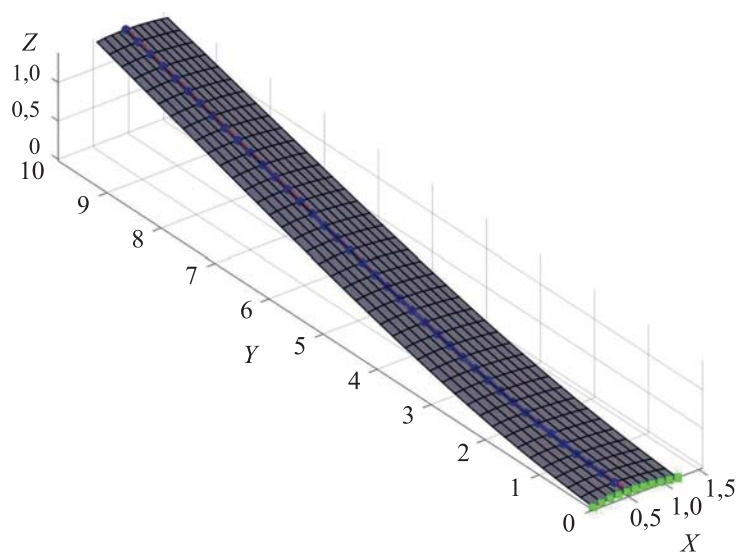


Рис. 6. Нелинейная деформированная конфигурация, м

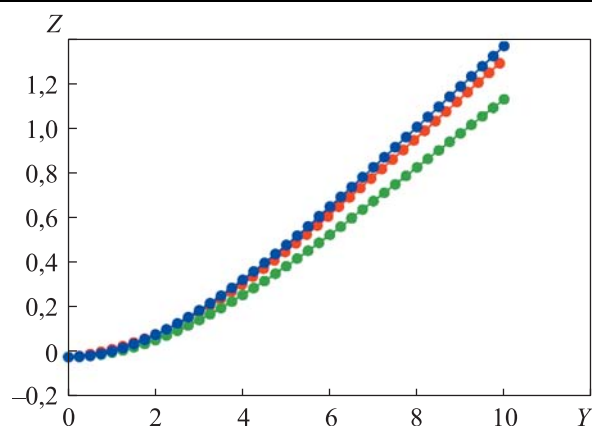


Рис. 7. Деформация крыла по размаху при разных подходах, м:
 — нелинейный; — линейный; — линейный без итерации

Таблица 1

Значения аэродинамических характеристик, полученных тремя методами

Характеристика	Метод		
	Нелинейный	Линейный	Линейный без итерации
Коэффициент подъемной силы C_y	0,4033	0,46	0,39
Коэффициент лобового сопротивления воздуха C_x	0,0065	0,0079	0,0059
Аэродинамическое качество	62,02	57,90	65,99
Фактор крейсерской эффективности	39,39	39,26	41,11

Используемый в данной статье метод позволяет корректно моделировать нелинейную деформацию крыла. Перемещения законцовки крыла, полученные тремя методами, составляют 13,57, 11,95 и 14,24 % соответственно от полуразмаха крыла. По сравнению с двумя другими методами аэродинамическое качество изменилось на 9,33 и 6,4 %, а коэффициент фактора крейсерской эффективности ($C_y^{1,5}/C_x$) изменился на 0,33 и 4,37 % соответственно (табл. 1).

Определено изменение мощности солнечного излучения, поглощаемого крылом, которое вызвано его деформацией. Рассмотрен день летнего солнцестояния 2026 г. в Пекине с географическими координатами 39,9° с. ш., 116,4° в. д. Полетное задание определено как горизонтальный полет с постоянным курсом на север. При условии равенства тяги и лобового сопротивления КПД воздушного винта принимается равным 80 %, а КПД фотоэлектрических элементов — 30 %, без учета энергопотребления другим оборудованием [2, 3].

Исходя из этого, была рассчитана минимальная энергия, необходимая для горизонтального полета БПЛА, и минимальная энергия, требуемая для полета в течение всего дня. Световой день разделен на интервалы по 10 мин, и для каждого из них определены угол падения солнечных лучей и поглощаемая мощность излучения. Предполагается, что вся избыточная мощность, полученная в дневное время, запасена в качестве источника энергии для ночного полета. Путем численного интегрирования по каждому временному интервалу определена полная энергия, доступная за весь день. Полученные результаты показаны на рис. 8 и приведены в табл. 2.

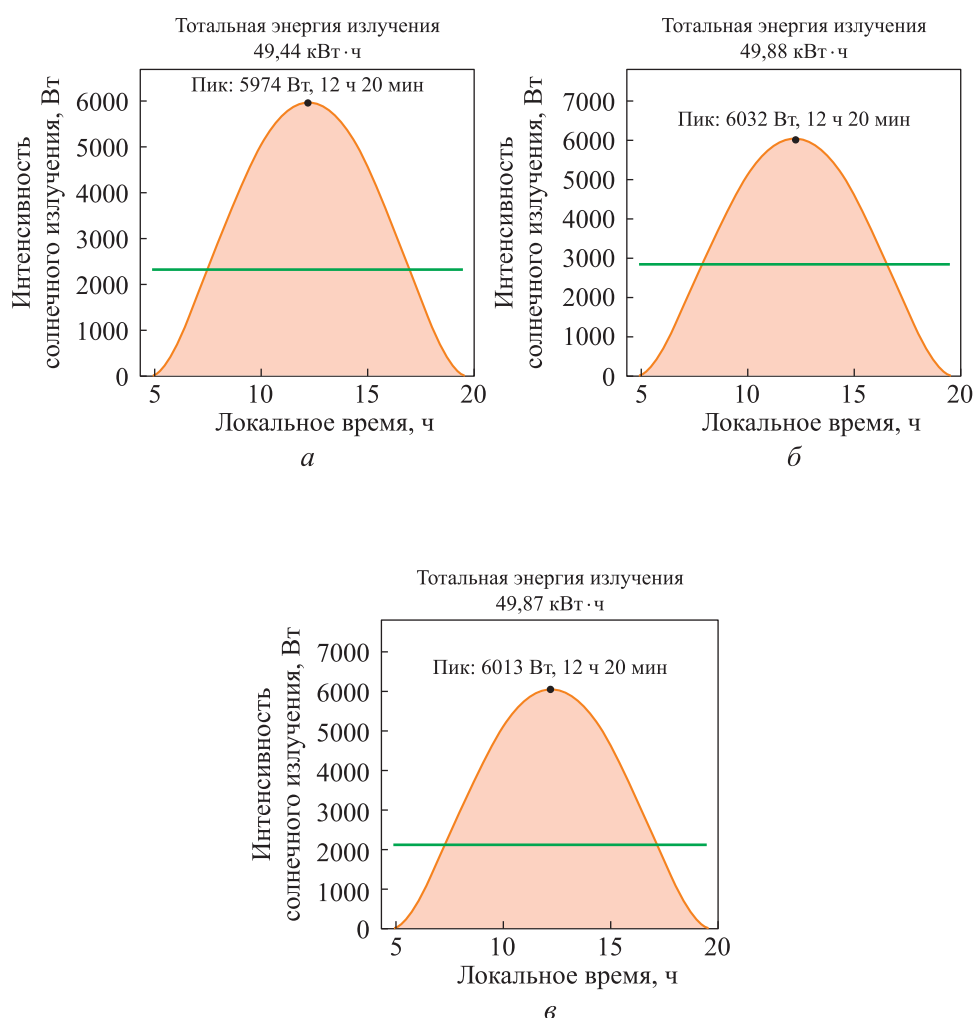


Рис. 8. Изменение мощности солнечного излучения, поглощаемой БПЛА, и минимальная мощность, необходимая для горизонтального полета:
a — нелинейного; *б* — линейного; *в* — линейного без итерации

Энергетические характеристики, рассчитанные по разным подходам

Характеристика	Подход		
	Нелинейный	Линейный	Линейный без итерации
Минимальная мощность, необходимая для горизонтального полета, Вт	2313	2813	2091
Полная энергия, необходимая для круглосуточного полета, кВт·ч	55,51	67,52	50,19
Полная энергия, поглощаемая БПЛА в течение дня, кВт·ч	49,435	49,876	49,872

Результаты показывают, что в текущих условиях полета рассматриваемый БПЛА не способен совершать его непрерывно круглосуточно. Хотя геометрическая нелинейность, вызванная аэроупругой деформацией, влияет на доступную мощность излучения лишь на 0,8 %, ее воздействие на минимальную мощность, необходимую для горизонтального полета, достигает 21,6 %. Дальнейший анализ позволяет сделать вывод, что влияние статической аэроупругой деформации на аэродинамические характеристики значительно превосходит ее влияние на энергетические характеристики. Геометрическая нелинейность вызывает более значительную вертикальную деформацию конструкции, что смещает аэродинамический центр крыла в сторону корневой части. Это, в свою очередь, приводит к более существенному снижению коэффициента лобового сопротивления, чем уменьшение коэффициента подъемной силы. Кроме того, сравнение доступной радиационной энергии за весь день показывает, что хотя относительное изменение и невелико, изменение абсолютной величины превышает 400 Вт·ч. Для солнечных БПЛА, чья основная целевая нагрузка состоит из электронного оборудования с низким энергопотреблением, этим фактором нельзя пренебрегать при проектировании. Полученные результаты подтверждают, что, в отличие от ряда других летательных аппаратов, при начальном проектировании БПЛА на солнечной энергии необходимо учитывать аэроупругую деформацию, так как она оказывает значительное влияние на летно-технические характеристики.

Заключение. Разработан комплексный метод анализа статической аэроупругости для БПЛА на солнечной энергии с большим удлинением крыла, учитывающий геометрическую нелинейность конструкции, аэродинамические характеристики и поглощение солнечной

энергии. Метод объединяет гибридную конечно-элементную модель (балка–оболочка), метод вихревой решетки для криволинейных поверхностей и надежную методику итераций на основе релаксации Эйткена, что эффективно решает проблему сходимости при больших деформациях.

Численные примеры доказывают, что предложенный метод позволяет корректно моделировать нелинейную деформацию крыла. Перемещения законцовки крыла, полученные предложенным методом и двумя линейными методами, составляют 13,57, 11,95 и 14,24 % от полуразмаха крыла соответственно. Что касается аэродинамических характеристик, то по сравнению с двумя другими методами аэродинамическое качество изменилось на 9,33 и 6,4 %, а коэффициент крейсерской эффективности изменился на 0,33 и 4,37 % (см. табл. 1). Это подтверждает, что линейная теория не способна точно предсказать реальную аэродинамическую эффективность крыла малой жесткости.

В аспекте анализа энергетики и полетного задания относительное влияние аэроупругой деформации на захват солнечного излучения составляет всего 0,8 %, абсолютная потеря доступной энергии за день превышает 400 Вт · ч. Более того, изменение аэродинамических характеристик приводит к уменьшению потребной мощности для горизонтального полета на 21,6 %. Это означает, что игнорирование эффектов нелинейной аэроупругости на этапе проектирования приведет к консервативным оценкам продолжительности полета и энергетического баланса. Таким образом, предложенный метод анализа многодисциплинарного взаимодействия обладает высокой физической согласованностью и практической ценностью, что важно для общего проектирования и определения тактико-технических характеристик БПЛА на солнечной энергии.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Zhang J., Xiang J. Nonlinear Aeroelastic Response of High-Aspect-Ratio Flexible Wings. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, vol. 22, no. 4, pp. 355–363. DOI: 10.1016/S1000-9361(08)60111-9
- [2] Самойловский А.А. Методика формирования облика беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии: дис. ... канд. техн. наук. Москва, МАИ, 2016, 147 с.
- [3] Ma D., Zhang L., Yang M., et al Review of key technologies of ultra-long endurance solar powered unmanned aerial vehicle. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, vol. 41, no. 3, paper 623418. DOI: 10.7527/S1000-6893.2019.23418
- [4] Zhao S., Yang Y., Zhou L., Zhang Z. Nonlinear static aeroelastic analysis and optimization for high-altitude solar-powered UAV with large aspect ratio. *IEEE Access*, 2023, vol. 11, pp. 36970–36979. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3235482

- [5] Coggin J.M., Kapania R.K., Zhao W. et al. Nonlinear aeroelastic analysis of a truss braced wing wind tunnel model. *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (13–17 January 2014; National Harbor, Maryland). DOI: 10.2514/6.2014-0335
- [6] Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. *Проектирование самолетов*. 5-е изд., перераб. и доп. Москва, Инновационное машиностроение, 2018, с. 864.
- [7] Гунчин В.К., Больших А.А., Устинов Б.Е. Разработка и апробация методики численного моделирования аэроупругого состояния крыла на основе методов конечных элементов и контрольных объемов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 7. DOI: 10.18698/2308-6033-2023-7-2291
- [8] Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З. Влияние квазистатических деформаций на характеристики аэроупругости самолета с крылом большого удлинения. *Вестник Московского авиационного института*, 2022, т. 24, № 4, с. 14–25.
- [9] Безуевский А.В. *Особенность характеристик статической и динамической аэроупругости летательных аппаратов с крылом большого удлинения: дис. ... канд. техн. наук*. Жуковский, ЦАГИ, 2019, 151 с.
- [10] Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.] *Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники*. Москва, Изд-во МАИ, 2020, 448 с. ISBN 978-5-4316-0694-6. EDN ZGQVGN.
- [11] Амирьянц Г.А., Зиченков М.Ч., Карабухов С.И. [и др.] *Аэроупругость*. Москва, Инновационное машиностроение, 2019, 650 с.
- [12] Xie C., Wang L., Yang C., Liu Y. Static aeroelastic analysis of very flexible wings based on non-planar vortex lattice method. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, vol. 26, no. 3, pp. 514–521. DOI: 10.1016/j.cja.2013.04.048
- [13] Xie C., Liu Y., Yang C., Cooper J.E. Geometrically nonlinear aeroelastic stability analysis and wind tunnel test validation of a very flexible wing. *Shock and Vibration*, 2016. ID 5090719. DOI: 10.1155/2016/5090719
- [14] Patil M.J., Hodges D.H. On the importance of aerodynamic and structural geometrical nonlinearities in aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, vol. 19, no. 7, pp. 905–915. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2004.04.012
- [15] Hodges D.H. Geometrically exact, intrinsic theory for dynamics of curved and twisted anisotropic beams. *AIAA Journal*, 2003, vol. 41 (6), pp. 1131–1137. DOI: 10.2514/2.2054
- [16] Hermanutz A., Hornung M. Aeroelastic wing platform design optimization of a flutter constrained wing. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 45. DOI: 10.3390/aerospace7040045
- [17] Katz J., Plotkin A. *Low-Speed Aerodynamics*. 2nd ed. Cambridge University Press, Cambridge, 2001, 629 p. ISBN 978-0-521-66219-2
- [18] Bathe K. *Finite Element Procedures*. Prentice Hall, New Jersey, 1996, 1037 p. ISBN 0-13-301458-4
- [19] Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. *Инженерные расчеты механических конструкций в системе MSC. PATRAN-NASTRAN*. Москва, Изд-во МИИТ, 2003, ч. I, 130 с.
- [20] Tomas Melin. *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*. Royal Institute of Technology (KTH), 2000. URL: <https://www.researchgate.net/publication/238671899>

Статья поступила в редакцию 24.02.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Чэнь Лэй, Стрелец Д.Ю. Метод анализа статической аэроупругости крыла беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии с учетом геометрической нелинейной деформации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 7. EDN KHYRKM

Чэнь Лэй — аспирант кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники», Московский авиационный институт. Область научных интересов: численные методы, авиационная техника, беспилотные летательные аппараты на солнечной энергии, аэроупругость. e-mail: leichen0317@yandex.ru

Стрелец Дмитрий Юрьевич — канд. техн. наук, Директор дирекции института № 1 «Авиационная техника», доцент кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники», Московский авиационный институт. Область научных интересов: проектирование и сертификация авиационной техники, математическое моделирование, оптимизация сложных технических систем. e-mail: dimstrelets@rambler.ru

Method for Static Aeroelastic Analysis of Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle Wings Considering Geometric Nonlinear Deformation

© Lei Chen, D.Yu. Strelets

Moscow Aviation Institute (National Research University)
Moscow, 125993, Russian Federation

Given the elasticity of the structure and high susceptibility to geometrically nonlinear deformations of high-aspect-ratio solar-powered unmanned aerial vehicles (UAVs), the paper proposes an integrated analysis method that couples static aeroelasticity with solar energy harvesting efficiency. Using a high-aspect-ratio wing as a case study, linear and nonlinear analyses are compared, and an energy balance evaluation is conducted for a full-day flight during the summer solstice. Results indicate that geometric nonlinearity leads to significant bending-torsional wing deformations. Compared to linear analysis, the nonlinear method reveals substantial changes in aerodynamic characteristics, with the deviation in required power for level flight reaching 21.6%. Although the relative impact of deformation on solar irradiance capture is modest (0.8%), the absolute daily energy loss exceeds 400 Wh, which is critical for low-power-consumption UAVs. This study confirms the necessity of considering nonlinear aeroelastic effects during the preliminary design phase for accurate performance and mission capability assessment.

Keywords: *geometric nonlinearity, static aeroelasticity, solar-powered UAV, wing deformation, flight performance*

REFERENCES

- [1] Zhang J., Xiang J. Nonlinear aeroelastic response of high-aspect-ratio flexible wings. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, vol. 22, no. 4, pp. 355–363. DOI: 10.1016/S1000-9361(08)60111-9
- [2] Samoylovskiy A.A. Metodika formirovaniya oblika bespilotnykh letatel'nykh apparatov s silovoi ustanovkoi na solnechnoi energii: Dis. ... kand. tekhn. nauk [A methodology for developing the design of solar-powered unmanned aerial vehicles: Diss. ... Cand. Sc. in Engineering]. Moscow, MAI, 2016, 147 p.
- [3] Ma D., Zhang L., Yang M., et al Review of key technologies of ultra-long endurance solar powered unmanned aerial vehicle. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, vol. 41, no. 3, paper 623418. DOI: 10.7527/S1000-6893.2019.23418
- [4] Zhao S., Yang Y., Zhou L., Zhang Z. Nonlinear static aeroelastic analysis and optimization for high-altitude solar-powered UAV with large aspect ratio. *IEEE Access*, 2023, vol. 11, pp. 36970–36979. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3235482
- [5] Coggin J.M., Kapania R.K., Zhao W. et al. Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Truss Braced Wing Wind Tunnel Model, *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (13–17 January 2014; National Harbor, Maryland). DOI: 10.2514/6.2014-0335
- [6] Pogosyan M.A., Liseitsev N.K., Strelets D.Yu. Proektirovanie samoletov [Aircraft Design]. 5th ed., revised and enlarged M.A. Pogosyan, ed.]. Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie Publ., 2018, 864 p.

- [7] Gunchin V.K., Bolshikh A.A., Ustinov B.E. Razrabotka i aprobatsiya metodiki chislennogo modelirovaniya aerouprugogo sostoyaniya kryla na osnove metodov konchennykh elementov i kontrol'nykh ob'yomov [Design, development and approbation of the numerical technique in simulating the wing aeroelastic state based on the finite element and control volumes methods]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 7. DOI: 10.18698/2308-6033-2023-7-2291
- [8] Bezuevskiy A.V., Ishmuratov F.Z. Vliyanie kvazistaticheskikh deformatsiy na kharakteristiki aerouprugosti samoleta s krylom bolshogo udlineniya [Quasi-static deformations effect on aeroelasticity characteristics of an aircraft with high aspect ratio wing]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 24, no. 4. pp. 14–25.
- [9] Bezuevskiy A.V. *Osobennost kharakteristik staticheskoy i dinamicheskoy aerouprugosti letatelnykh apparatov s krylom bolshogo udlineniya: Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Features of the static and dynamic aeroelasticity characteristics of aircraft with high aspect ratio wings: Diss. ...Cand. Sc. in Engineering]. Zhukovsky, TSAGI, 2019, 151 p.
- [10] Bratukhin A.G., Serebryanskiy S.A., Strelets D.Yu. et al. *Tsifrovyye tekhnologii v zhiznennom tsikle rossiyskoy konkurentosposobnoy aviatsionnoy tekhniki* [Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment]. Moscow, MAI Publ., 2020, 448 p. ISBN 978-5-4316-0694-6. EDN ZGQVGN
- [11] Amir'yants G.A., Zichenkov M.Ch., Karabukhov S.I. et al. *Aerouprugost* [Aeroelasticity]. Moscow, Innovatsionnoe mashinostroyeniye Publ., 2019, 650 p.
- [12] Xie C., Wang L., Yang C., Liu Y. Static aeroelastic analysis of very flexible wings based on non-planar vortex lattice method. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, vol. 26, no. 3, pp. 514–521. DOI: 10.1016/j.cja.2013.04.048
- [13] Xie C., Liu Y., Yang C., Cooper J.E. Geometrically nonlinear aeroelastic stability analysis and wind tunnel test validation of a very flexible wing. *Shock and Vibration*, 2016. ID 5090719. DOI: 10.1155/2016/5090719
- [14] Patil M.J., Hodges D.H. On the importance of aerodynamic and structural geometrical nonlinearities in aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, vol. 19, no. 7, pp. 905–915. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2004.04.012
- [15] Hodges D.H. Geometrically exact, intrinsic theory for dynamics of curved and twisted anisotropic beams. *AIAA Journal*, 2003, vol. 41, no. 6, pp. 1131–1137. DOI: 10.2514/2.2054
- [16] Hermanutz A., Hornung M. Aeroelastic wing platform design optimization of a flutter constrained wing. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 45. DOI: 10.3390/aerospace7040045
- [17] Katz J., Plotkin A. *Low-Speed Aerodynamics*. 2nd ed. Cambridge University Press, Cambridge, 2001, 629 p. ISBN 978-0-521-66219-2
- [18] Bathe K. *Finite Element Procedures*. Prentice Hall, New Jersey, 1996, 1037 p. ISBN 0-13-301458-4
- [19] Rybnikov E.K., Volodin S.V., Sobolev R.YU. Inzhenernye raschyoty mekhanicheskikh konstruktsiy v sisteme MSC. PATRAN-NASTRAN [Engineering calculations of mechanical structures in the MSC.PATRAN-NASTRAN system]. Moscow, MIIT Publ., 2003, part I, 130 p.
- [20] Melin T. *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*. Royal Institute of Technology (KTH), 2000. Available at: <https://www.researchgate.net/publication/238671899> (accessed June 23, 2026).

Chen Lei, Postgraduate, Department 101 “Aircraft Design and Certification”, Moscow Aviation Institute (National Research University). Scientific interests: numerical methods, aeronautical engineering, solar-powered unmanned aerial vehicles, aeroelasticity.
e-mail: leichen0317@yandex.ru

Strelets D.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Director of Institute No. 1 “Aviation Technology”, Moscow Aviation Institute, Associate Professor of Department 101 “Aircraft Design and Certification”. Scientific interests: design and certification of aviation equipment, mathematical modeling, optimization of complex technical systems.
e-mail: dimstrelets@rambler.ru