

УДК 533.6.013.42

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-30-39

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С КРЫЛОМ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

О.Е. ЛУКЬЯНОВ¹, А.В. ОСТРОВОЙ², М.А. МЕНДЕС СОТО¹,
Е.А. КЛИМОВ¹, В.Г. ШАХОВ¹

¹Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
(Самарский университет), г. Самара, Россия

²АО ЦНТУ «Динамика», г. Жуковский, Россия

Основные технико-экономические качества будущего самолета закладываются на ранних стадиях проектирования. Высокая важность этих стадий объясняется необходимостью принятия более 70 % концептуальных решений по проекту, и допущенные здесь ошибки, а также разного рода неточности могут повлечь за собой большие экономические затраты при их обнаружении и исправлении уже на более поздних стадиях проработки проекта. Для снижения проектных рисков получения неконкурентоспособного самолета требуется повышение эффективности этапа предварительного проектирования в направлении увеличения точности и достоверности получаемых результатов. Отдельного внимания при этом заслуживают методы определения аэродинамических характеристик летательного аппарата.

В настоящей работе рассматривается методика расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов с крылом большого удлинения с учетом статической аэроупругости. Методика предназначена для начальных стадий проектирования. Учет упругих деформаций крыла при исследовании аэродинамических характеристик летательных аппаратов предлагается производить с целью повышения точности получаемых результатов и, как следствие, точности выбора облика самолета. Применение методики позволит повысить эффективность этапа предварительного проектирования самолетов. В основе методики лежит численное многодисциплинарное математическое моделирование с использованием метода дискретных вихрей и алгоритма топологической оптимизации на основе модели тела переменной плотности. Преимущественной чертой методики является использование алгоритма топологической оптимизации, что дает возможность определять упруго-прочностные характеристики полнапряженной конструкции крыла в условиях начальных стадий проектирования, когда силовая схема еще неизвестна. На примере решения демонстрационной задачи расчета аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата с крылом большого удлинения показана значимость учета упругих деформаций конструкции крыла на начальных этапах проектирования: произведена оценка и сравнение интегральных и распределенных аэродинамических характеристик крыла самолета с учетом и без учета деформаций.

Ключевые слова: проектирование, крыло большого удлинения, беспилотный летательный аппарат, статическая аэроупругость, аэродинамика, метод дискретных вихрей, метод конечных элементов, топологическая оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

Среди эксплуатируемого в мире многообразия образцов авиационной техники выделяется значительная часть летательных аппаратов с крылом большого и умеренного удлинений. К таким можно отнести все дозвуковые самолеты пассажирской и транспортной категории. Существуют летательные аппараты и с крылом очень большого удлинения. Необходимость придания крылу подобной геометрической особенности диктуется условием достижения специальных свойств. К таким летательным аппаратам можно отнести высотные самолеты М-17, М-55, U-2, рекордный Rutan Voyager, стратегические военные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) Xianglong, RQ-4 Global Hawk, летательные аппараты (ЛА) на солнечной энергии, рекордные планеры и др. Снижение индуктивного сопротивления при использовании таких крыльев позволяет экономить топливо при длительных перелетах, а повышение несущих свойств делает возможным полет в условиях сильно разреженного воздуха. При этом воздушные и инерционные нагрузки, действующие на конструкцию крыла большого удлинения, вызывают его деформацию. Большое удлинение обуславливает увеличение значений изгибающего момента в корне крыла, что является причиной увеличения его

прогибов, а снижение жесткости вызывает заметное изменение местных углов атаки сечений крыла из-за действия крутящего момента. Деформации крыла в свою очередь оказывают существенное влияние на его распределенные и интегральные аэродинамические характеристики (АХ) [1–3]. Очень часто при выборе облика будущего летательного аппарата на начальных этапах проектирования явление статической аэроупругости крыльев большого удлинения не берут во внимание, что является причиной неточных предварительных оценок летно-технических и экономических характеристик проектируемого самолета. Доработка облика ЛА на более поздних этапах проектирования может потребовать дополнительных денежных и временных затрат.

Использование композиционных материалов в авиационных конструкциях дало возможность применения на современных пассажирских самолетах крыла с задаваемой жесткостью, обеспечивая тем самым оптимальную форму теоретического контура крыла после упругого деформирования под нагрузкой во время крейсерского полета. Проектирование крыла самолета с учетом статической аэроупругости является одним из путей повышения его экономической эффективности. Это утверждение справедливо для всех ЛА с крыльями большого удлинения. Например, незначительное повышение аэродинамического качества самолета для дальних перелетов может в общей сложности дать заметный выигрыш в массе топлива, относительная доля которого в общей массе такого ЛА может значительно превышать величину 0,5.

Исследования АХ самолета с учетом упругих деформаций крыла приобрели практическую значимость с началом внедрения высокоточного математического моделирования в процесс проектирования самолетов, которое обеспечило приемлемую достоверность получаемых результатов. Особенность проведения подобного рода исследований заключается в необходимости использования математических моделей из разных предметных областей – аэродинамики и механики материалов, а разрешение совместной задачи возможно лишь последовательными приближениями. Теоретический контур крыла под действием воздушной нагрузки приобретает деформации, которые приводят к перераспределению циркуляции по его поверхности, обуславливающей в свою очередь изменение характера распределения аэродинамической нагрузки. Способы решения связанных задач аэродинамики и механики деформируемых тел показаны в работах [4–6]. При этом расчет аэродинамических характеристик может производиться различными методами, как, например, методом дискретных вихрей (МДВ) [7, 8] или более затратным, но точным методом, базирующимся на решении систем уравнений Навье – Стокса [9]. Жесткостные характеристики конструкции крыла авторы работ предлагают задавать конечно-элементными моделями силовой схемы. В [10, 11] продемонстрированы преимущества использования алгоритмов топологической оптимизации на основе модели тела переменной плотности (ТПП) при проведении параметрического синтеза крыла самолета с учетом статической аэроупругости.

При создании летательных аппаратов с крылом, подвергающимся значительным упругим деформациям в полете, на начальных стадиях проектирования актуально иметь удобный инструмент оценки влияния эффекта аэроупругости на его АХ.

Рассмотрим вариант построения методики расчета АХ упругого крыла ЛА с целью проведения качественных и количественных оценок степени влияния упругих деформаций крыла большого удлинения на его аэродинамические характеристики на начальных стадиях проектирования.

МЕТОДИКА И АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА С КРЫЛОМ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ С УЧЕТОМ УПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ ЕГО КОНСТРУКЦИИ

Начальные стадии проектирования, как правило, характеризуются недостатком информации о проектируемом объекте. В частности, неизвестно, какими механическими характеристиками должна обладать оптимальная для данного летательного аппарата конструкция крыла. Ориентируясь на особенности начальных этапов проектирования, рассматривается возможность использования алгоритма топологической оптимизации на основе ТПП [11] в качестве

модели определения упруго-прочностных характеристик конструкции крыла. Расчет воздушных нагрузок, определяющих структуру силовой конструкции крыла при топологической оптимизации, производится для наиболее опасных для самолета расчетных случаев. Полученные после оптимизации механические характеристики равнопрочной полнонапряженной структуры используются далее в качестве упругой модели крыла при расчете его основных интегральных (зависимости коэффициентов подъемной силы и сопротивления от угла атаки, поляра первого рода и др.) и распределенных (относительная циркуляция по размаху крыла, коэффициент давления по поверхности крыла и др.) аэродинамических характеристик с учетом деформаций.

Расчет АХ выполняется методом дискретных вихрей с помощью программы DMVWing [12]. При построении модели по МДВ принимается допущение, что несущие свойства крыла большого удлинения в зоне безотрывного обтекания определяются его серединной поверхностью (рис. 1, а). Учет эффекта сжимаемости среды, а также вязкой составляющей лобового сопротивления воздуха производится с помощью формул инженерных методов. В рамках методики полагается, что жесткость крыла определяется жесткостью его кессонной части. Топологическая оптимизация кессона выполняется на основе континуальной конечно-элементной модели (рис. 1, б).

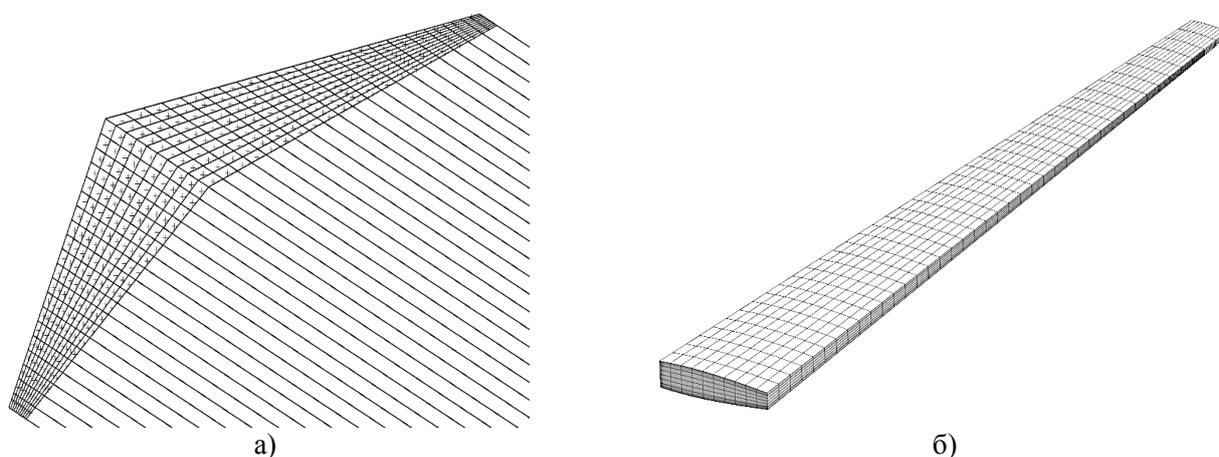


Рис. 1. Численные модели крыла: а – вихревая модель крыла для метода МДВ; б – континуальная конечно-элементная модель кессона крыла

Fig. 1. Numerical models of the wing: a – the vortex wing model for the DVM method; b – the continual finite-element model of the wing box

Более подробно алгоритм методики представлен на рис. 2 в виде блок-схемы.



Рис. 2. Блок-схема алгоритма расчета аэродинамических характеристик крыла с учетом влияния упругих деформаций

Fig. 2. Flowchart of the algorithm for calculating the aerodynamic characteristics of the wing taking into account the effect of elastic deformations

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
С УЧЕТОМ СТАТИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ НА ПРИМЕРЕ БПЛА
С УПРУГО-ДЕФОРМИРУЕМЫМ КРЫЛОМ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ**

Исходные данные для решения демонстрационной задачи расчета АХ гипотетического БПЛА с крылом большого удлинения, подвергающегося значительным упругим деформациям в полете, приводятся в табл. 1, а его геометрические характеристики в табл. 2.

**Таблица 1
Table 1**

Исходные данные для расчета
Input data for the calculation

Взлетная масса БПЛА m_0 , кг	Высота полета H , км	Скорость полета V , м/с	Максимальная эксплуатационная перегрузка n_y^3
12500	10000	180	2

**Таблица 2
Table 2**

Геометрические характеристики БПЛА
UAV geometrical characteristics

Площадь крыла S , m^2	Удельная нагрузка на крыло p_0 , кг/м ²	Удлинение крыла λ	Сужение крыла η	Стреловидность по передней кромке χ	Относительная толщина профиля крыла в корне \bar{c}_0
45	280	25	2,8	7°	0,14

Определение жесткостных характеристик крыла производится с помощью алгоритма топологической оптимизации на основе модели ТПП под нагрузки, действующие на агрегаты ЛА при полете с максимальной эксплуатационной перегрузкой $n_y^3 = 2$. При проведении топологической оптимизации ограничения по допускаемым эквивалентным напряжениям $[\sigma^{эKB}]$ и минимальной плотности материала принимаются согласно рекомендациям [11]. При достижении максимальной эксплуатационной перегрузки в конструкции не должно оставаться остаточных пластических деформаций, поэтому примем $[\sigma^{эKB}] = \sigma_{пл}$, где $\sigma_{пл}$ – предел пропорциональности материала. Для высокопрочного алюминиевого сплава $\sigma_{пл} \approx 300$ МПа. При этом $E = 71$ ГПа, $\mu = 0,3$, где E – модуль упругости первого рода, а μ – коэффициент Пуассона.

Максимальная эксплуатационная перегрузка n_y^3 достигается при коэффициенте подъемной силы, который рассчитывается по формуле $c_{ya}^3 = \frac{g n_y^3}{q} p_0$, где p_0 – удельная нагрузка на крыло; g – ускорение свободного падения; q – скоростной напор. Для рассматриваемого случая получим $c_{ya}^3 = 0,83$, что для принятых геометрических характеристик крыла с учетом деформаций, а также заданной высоты и скорости полета соответствует углу атаки $\alpha \approx 10^\circ$. Полученное распределение жесткости в конструкции крыла для

данных условий полета по алгоритму модели ТПП [11] используется в качестве упругой модели при проведении расчета аэродинамических характеристик в диапазоне углов атаки $-6^\circ \leq \alpha \leq +10^\circ$.

Интегральные характеристики

Результаты расчетов представлены в виде графиков зависимостей аэродинамических характеристик $c_{ya}(\alpha)$, $c_{xa}(\alpha)$, коэффициента момента тангажа $c_{mz}(\alpha)$, без и с учетом деформаций на рис. 3–5.

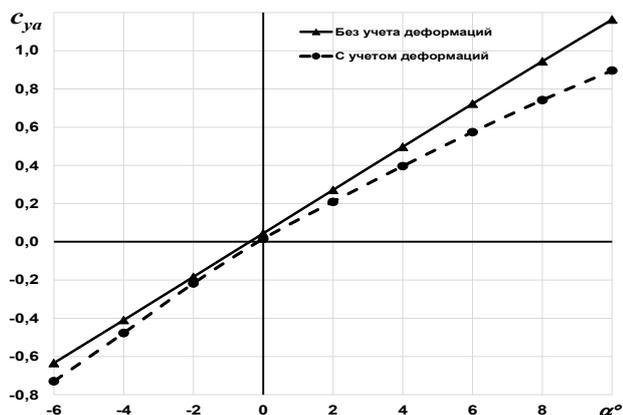


Рис. 3. График зависимости $c_{ya}(\alpha)$ без и с учетом деформаций крыла
Fig. 3. Graph of the dependence $c_{ya}(\alpha)$ without and with considering wing deformations

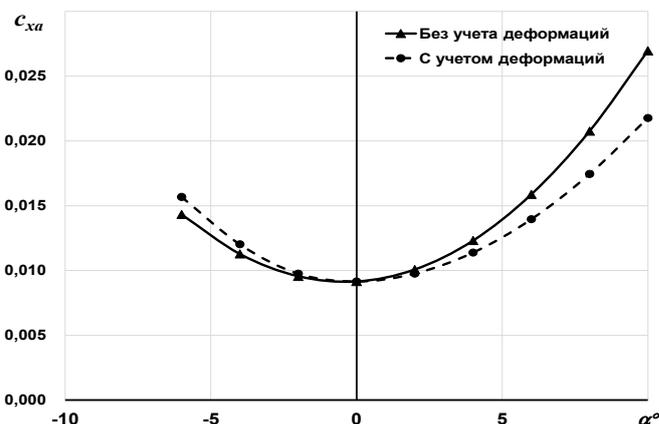


Рис. 4. График зависимости $c_{xa}(\alpha)$ без и с учетом деформаций крыла
Fig. 4. Graph of the dependence $c_{xa}(\alpha)$ without and with considering wing deformations

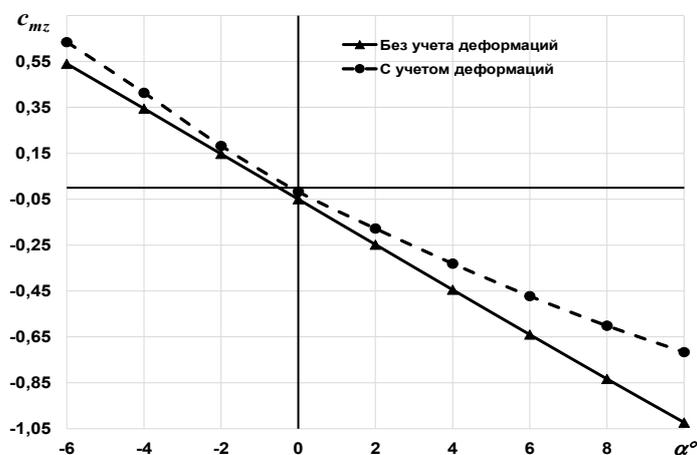


Рис. 5. График зависимости $c_{mz}(\alpha)$ без и с учетом деформаций крыла
Fig. 5. Graph of the dependence $c_{mz}(\alpha)$ without and with considering wing deformations

Из анализа зависимостей, показанных на рис. 3 и 4, следует, что деформация крыла снижает его несущие свойства и индуктивное сопротивление. Для угла атаки $\alpha = 10^\circ$ коэффициент подъемной силы уменьшается на 20 %, а коэффициент сопротивления на 30 %. Деформация крыла влечет за собой и снижение продольного момента (рис. 5), а зависимости $c_{ya}(\alpha)$ и $c_{mz}(\alpha)$ приобретают нелинейный характер.

На рис. 6 представлена трехмерная геометрическая модель рассматриваемого БПЛА, где изображено исходное (недеформированное) крыло, а также крыло с деформациями, приобретаемыми при горизонтальном крейсерском полете и во время действия максимальной эксплуатационной перегрузки.

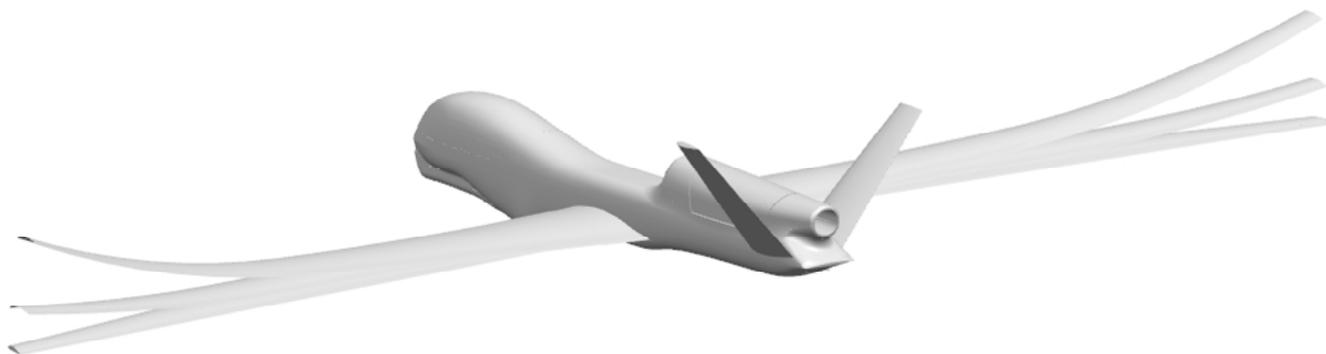


Рис. 6. Трехмерная модель БПЛА с исходным (ненагруженным) крылом, а также с крылом, приобретающим деформации в горизонтальном полете ($c_{ya} = 0,425$) и при действии максимальной эксплуатационной перегрузки ($c_{ya}^3 = 0,83$)

Fig. 6. UAV three-dimensional model with the initial (unloaded) wing and also with the wing acquiring deformations in the horizontal flight ($c_{ya} = 0.425$) and affected by the maximum operational overload ($c_{ya}^3 = 0.83$)

Распределенные характеристики

Влияние упругих деформаций крыла на характер изменения относительной циркуляции по его размаху в режиме крейсерского полета ($n_y = 1$) демонстрируется на рис. 7. Из этого графика следует, что деформация крыла вызывает уменьшение относительной циркуляции на законцовках и увеличение в его корневой зоне.

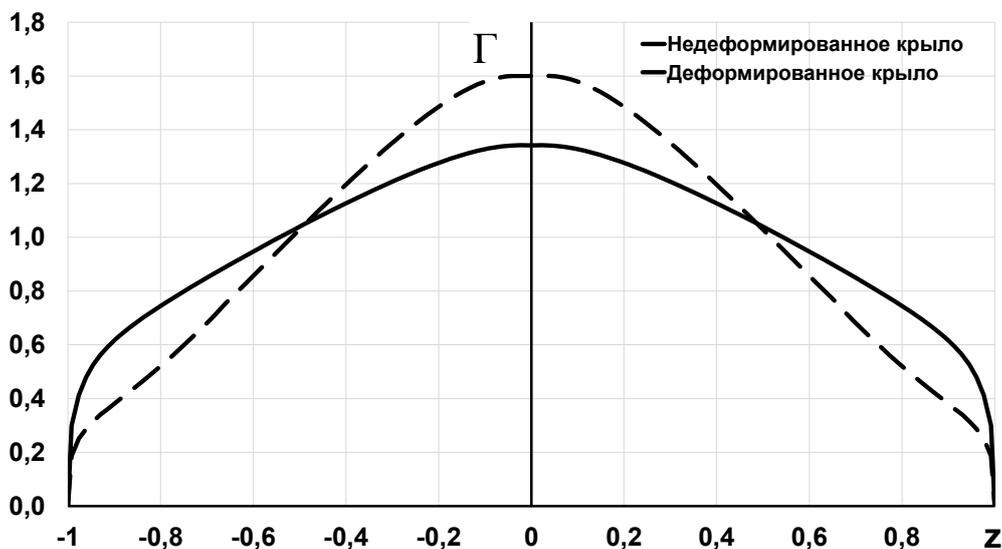


Рис. 7. Распределение относительной циркуляции по размаху деформированного и недеформированного крыла ($c_{ya} = 0,425$)

Fig. 7. Distribution of relative circulation over deformed and unstrained wingspan ($c_{ya} = 0.425$)

Данное явление обуславливает перераспределение внутренних силовых факторов по размаху крыла: снижается значение перерезывающей силы (до 25 %) (рис. 8), а также уменьшается изгибающий момент в корне крыла на 13 % (рис. 9), что приводит к снижению массы конструкции крыла. Кроме того, уменьшение циркуляции в концевых сечениях крыла снижает индуктивное сопротивление, а также вероятность концевых срывов. На рис. 7–9 размах крыла выражается в относительных единицах $z \in [0, 1]$ ($z = 0$ – корень крыла; $z = 1$ – законцовка крыла; размах крыла $l = 2z$).

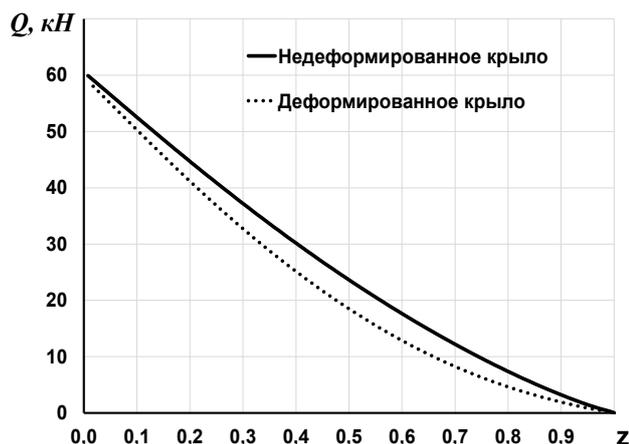


Рис. 8. Распределение перерезывающей силы по размаху крыла ($c_{ya} = 0,415$)
Fig. 8. Distribution of shear force over wingspan ($c_{ya} = 0.415$)

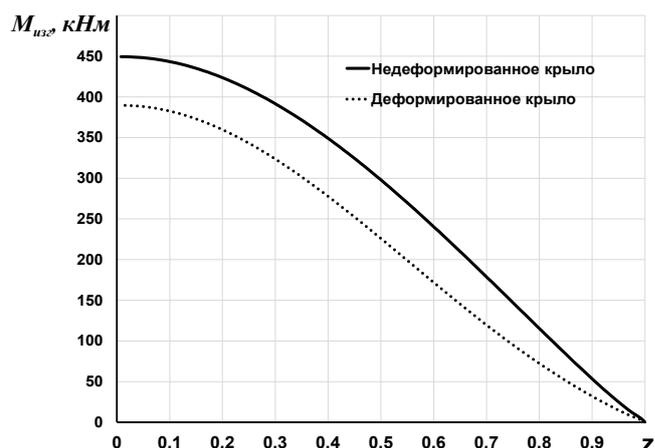


Рис. 9. Распределение изгибающего момента по размаху крыла ($c_{ya} = 0,425$)
Fig. 9. Distribution of the bending moment over wingspan ($c_{ya} = 0.425$)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе многодисциплинарного численного моделирования с применением топологической оптимизации предложена методика расчета аэродинамических характеристик крыльев большого удлинения с учетом упругих деформаций во время полета. Эта методика может быть рекомендована для использования на ранних стадиях проектирования летательных аппаратов. Применение алгоритма топологической оптимизации на базе модели ТПП позволяет производить оперативные расчеты АХ крыльев ЛА с учетом их упругих деформаций без необходимости предварительного построения упругих моделей конкретных силовых схем.

На примере решения демонстрационной задачи по определению интегральных и распределенных АХ БПЛА показана целесообразность учета упругих деформаций крыла большого удлинения при проектировании самолетов. Результаты математического моделирования показали существенное изменение интегральных характеристик, влияющих на динамику полета, а также распределенных нагрузок, определяющих массу конструкции крыла, а следовательно, и облик летательного аппарата в целом. В частности, упругие деформации крыла приводят к нелинейным зависимостям коэффициента подъемной силы и коэффициента продольного момента на летных значениях угла атаки, снижению индуктивного сопротивления (на 20÷30% в диапазоне летных углов атаки) и производной коэффициента подъемной силы по углу атаки (в среднем на 20 % в диапазоне полетных углов атаки), а также к заметному уменьшению величины внутренних силовых факторов – перерезывающей силы (до 25 % в средних сечениях крыла) и изгибающего момента (на 13 % в корне).

Полученные результаты позволяют утверждать, что учет явления аэроупругости на ранних стадиях проектирования летательных аппаратов с крылом большого удлинения является одним из значимых факторов повышения точности определения облика ЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Wright J.R., Cooper J.E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. UK: West Sussex. Second Edition. 574 p.
2. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfinan R.L. Aeroelasticity. N.Y.: Dover Publications, Inc., Mineola. 880 p.

3. Учет аэродинамической аэроупругости на ранних стадиях проектирования / А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Лаптева, К.Ф. Попович // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2008. № 1. С. 34–39.

4. **Fouto A., Gomes M.A., Suleman A.** Multidisciplinary Optimization Strategies using Evolutionary Algorithms with Application to Aircraft Design // Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Spring California: 2009.

5. **Wan Z., Zang B., Du Z.** Aeroelastic two-level optimization for preliminary design of wing structures considering robust constraints // Chinese Journal of Aeronautics. 2014. Vol. 27. No. 2. pp. 259–265.

6. **Elham A., van Tooren M.** Coupled adjoint aerostructural wing optimization using quasi-three-dimensional aerodynamic analysis // Journal of the International Society for Structural and Multidisciplinary Optimization. 2016. No. 54: 889. pp. 1–20. Doi: 10.1007/s00158-016-1447-9

7. **Xie C., Libo W., Chao Y., Yi L.** 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.

8. **Murua J., Palacios R., Graham J.M.** Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics // Progress in Aerospace Sciences. Nov., 2012. Vol. 55. pp. 46–72. Doi:10.1016/j.paerosci.2012.06.001

9. **Brooks T., Kennedy G., Martins J.** High-fidelity Multipoint Aerostructural Optimization of a High Aspect Ratio Tow-steered Composite Wing // Proceedings of the 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum, Texas, 2017.

10. **Болдырев А.В., Комаров В.А., Лаптева М.Ю.** Об оценке точности прогнозирования деформаций крыла на основе модели переменной плотности // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2009. № 3. С. 13–15.

11. **Болдырев А.В., Комаров В.А.** Применение модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования крыльев // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Том XLII, № 1. С. 94–104.

12. Программа расчета аэродинамических характеристик крыла методом дискретных вихрей "DMVWing". Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2017618598 от 04.08.2017.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Лукьянов Олег Евгеньевич, ассистент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королева, lukyuanovoe@mail.ru.

Островой Александр Владимирович, к.т.н., исполнительный директор, первый заместитель генерального директора АО «Центр научно-технических услуг «Динамика», info@dinamika-avia.ru.

Мендес Сото Марио Альберто, студент Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королева, mariomendez.93@gmail.com.

Климов Егор Андреевич, магистрант Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королева, wenzelw@yandex.ru.

Шахов Валентин Гаврилович, к.т.н., профессор, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Коолева, shakhov@ssau.ru.

SPECIAL CHARACTERISTICS OF AERODYNAMIC PROPERTIES OF UNMANNED AIRCRAFT WITH THE HIGH-ASPECT-RATIO WING

Oleg E. Lukyanov¹, Alexander V. Ostrovoy², Mario A. Mensez Soto¹,
Egor A. Klimov¹, Valentin G. Shakhov¹

¹Samara University, Samara, Russia

²Center for Scientific and Technical Services "Dinamika", Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The main technical and economic characteristics of the future aircraft are introduced at the early stages of the design process. The high responsibility of these stages is explained by the necessity to make more than 70% of the conceptual decisions on the project, and the mistakes made at this moment, as well as various inaccuracies can entail great economic costs when they are revealed and corrected at later stages of the project development. To reduce the design risks of obtaining an uncompetitive aircraft, there is a need to increase the efficiency of the preliminary design stage targeted to increasing the accuracy and reliability of the results obtained. Special attention should be paid to methods for determining the aerodynamic properties of an aircraft.

An evaluation technique for the aerodynamic properties of aircraft with high-aspect-ratio wing was considered, taking the static aeroelasticity into account. The technique is intended for the initial stages of design. The calculation of elastic deformations of the wing for the analysis of the aerodynamic properties of aircraft is provided in order to improve the accuracy of the results and, as a consequence, the accuracy of the choice of the aircraft shape. The application of the technique may allow to increase the efficiency of the preliminary design stage of aircraft. The technique is based on numerical multidisciplinary mathematical modeling using the discrete vortex method and the topology optimization algorithm based on the variable density body model. The main feature of the technique is the use of the algorithm of topology optimization, which makes it possible to determine the elastic-strength characteristics of the full-tension wing design under the conditions of the initial stages of design, when the power circuit is still unknown. Using the example of the demonstration task solution of the aerodynamic properties estimation for an unmanned aircraft with a high-aspect-ratio wing, the importance of taking into account the elastic deformations of the wing design at the initial design stages is shown. The integral and distributed aerodynamic characteristics of the wing of the aircraft are evaluated and compared with and without deformations.

Key words: designing, a high-aspect-ratio wing, an unmanned aircraft, steady-state aeroelasticity, aerodynamics, discrete vortex method, finite element method, topology optimization.

REFERENCES

1. Wright J.R., Cooper J.E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. UK, West Sussex. Second Edition, 574 p.
2. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfinan R.L. Aeroelasticity. N.Y., Dover Publications, Inc., Mineola, 880 p.
3. Boldyrev A.V., Komarov V.A., Lapteva M.Yu., Popovich K.F. *Uchet aerodinamicheskoy aerouprugosti na rannih stadiyah proektirovaniya* [Accounting for aerodynamic aeroelasticity in the early design stages]. *Obsherossiyskiy nauchno-tehnicheskiy zhurnal "Polyot"* [All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")], 2008, Vol. 1, pp. 34–39. (in Russian)
4. Fouto A., Gomes M.A., Suleman A. Multidisciplinary Optimization Strategies using Evolutionary Algorithms with Application to Aircraft Design. Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Spring California, 2009.
5. Wan Z., Zang B., Du Z. Aeroelastic two-level optimization for preliminary design of wing structures considering robust constraints. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, Vol. 27, No 2, pp. 259–265.
6. Elham A., van Tooren M. Coupled adjoint aerostructural wing optimization using quasi-three-dimensional aerodynamic analysis. *Journal of the International Society for Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2016, No. 54: 889, pp. 1–20. Doi:10.1007/s00158-016-1447-9

7. Xie C., Libo W., Chao Y., Yi L. 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.

8. Murua J., Palacios R., Graham J.M. Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics. Progress in Aerospace Sciences. Nov., 2012, Vol. 55, pp. 46–72. Doi:10.1016/j.paerosci.2012.06.001

9. Brooks T., Kennedy G., Martins J. High-fidelity Multipoint Aerostructural Optimization of a High Aspect Ratio Tow-steered Composite Wing. Proceedings of the 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum, Texas, 2017.

10. Boldyrev A.V., Komarov V.A., Lapteva M.Yu. *Ob otsenke tochnosti prognozirovaniya deformatsii kryla na osnove modeli peremennoy plotnosti* [On assessment of prediction accuracy at the wing deformation by using the model of variable density]. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta imeni A.N. Tupoleva* [Bulletin of Kazan state technical university named after A.N. Tupolev], 2009, No. 3, pp. 13–15. (in Russian)

11. Boldyrev A.V., Komarov V.A. *Primeneniye modeli peremennoy plotnosti na rannih stadiyah proektirovaniya kryl'ev* [Application of the variable density model on the early stages of designing wings]. *Ucheniye zapiski TSAGI* [TsAGI Science journal], 2011, Vol. XLII, No. 1, pp. 94–104. (in Russian)

12. Program for calculating the aerodynamic characteristics of the wing by the method of discrete vortices "DMVWing". Certificate of state registration of the computer program № 2017618598 from 04.08.2017.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Oleg E. Lukyanov, Assistant of the Aircraft Structure and Design Chair of the Samara National Research University, lukyanovoe@mail.ru.

Alexander V. Ostrovoy, Candidate of Technical Sciences, Executive Director, First Deputy General Director of JSC "Center for Scientific and Technical Services "Dinamika", info@dinamika-avia.ru.

Mendes Soto Mario Alberto, Student of the Samara National Research University, mariomendez.93@gmail.com.

Yegor A. Klimov, Graduate Student of the Samara National Research University, wenzelw@yandex.ru.

Valentin G. Shakhov, Candidate of Sciences, Professor, Full Professor of Aircraft Structure and Design Chair of Samara National Research University, shakhov@ssau.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

26.10.2017
28.12.2017

Received
Accepted for publication

26.10.2017
28.12.2017