



DOI 10.22363/2312-8143-2020-21-3-166-174

УДК 629.023:533.69.048

Научная статья

Влияние учета деформации крыла при определении аэродинамических нагрузок на начальных этапах проектирования

С.В. Барановски, К.В. Михайловский

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

История статьи:

Потупила в редакцию: 14 апреля 2020 г.

Доработана: 26 апреля 2020 г.

Принята к публикации: 27 июля 2020 г.

Ключевые слова:

авиалайнер, крыло, аэродинамические нагрузки, аэродинамическое давление, обтекание поверхности, конечные элементы

Аннотация. При проектировании самолетов большое внимание уделяется крылу как одному из наиболее ответственных элементов планера. Во время разработки необходимо иметь четкое представление о последовательности действий, степени влияния различных факторов и особенностей расчета на сроки получения и качество результата. Кроме того, само проектирование такого элемента конструкции является сложной комплексной мультидисциплинарной задачей, затрагивающей различные области науки, которая значительно усложняется с применением полимерных композиционных материалов (ПКМ). В рамках решения актуальной задачи по составлению методики проектирования крыла из ПКМ, применяемой на начальных этапах и учитывающей выбор внешнего облика, обоснование конструктивно-силовой схемы и отдельных силовых элементов, необходимо определить степень влияния деформации крыла на получаемые нагрузки, используемые при расчете и определении параметров изделия. В работе рассмотрено обтекание воздушным потоком крыла пассажирского авиалайнера и проанализированы величины давления при различных режимах полета. Проведено сравнение исходной теоретической поверхности крыла и деформированной при полете, а также определено различие в нагружении рассмотренных вариантов. Результаты будут учтены и использованы при составлении методики проектирования крыла из ПКМ на основе параметрического моделирования.

Введение

Аэродинамика является одним из основных факторов, влияющих на характеристики самолета, включая топливную эффективность, акустические

эффекты, а также нагружения его элементов и агрегатов. На аэродинамические характеристики оказывают влияние такие факторы, как компоновка [1] с учетом двигателя [2] и механизации [3], облечение поверхности при полетах в облаках с различным фазовым составом [4; 5]. Наибольшее число исследований в области аэродинамики сосредоточено на изучении различных новых вариантов конструкций и геометрических форм [6] с последующим сравнением экспериментальных данных с результатами численного моделирования и их объединением в расчетах [7]. Однако также проводятся работы по изучению влияния геометрических

Барановски Сергей Владиславович, аспирант, ассистент кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана; eLIBRARY SPIN-код: 6154-8493; ORCID iD: <https://orcid.org/0000-0001-9294-0929>.

Михайловский Константин Валерьевич, доцент кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана; кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 6481-7346, Scopus Author ID: 57204666941, ORCID iD: <https://orcid.org/0000-0003-3424-3775>. konst_mi@mail.ru

© Барановски С.В., Михайловский К.В., 2020

This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

характеристик крыла на аэродинамику [8] при различных режимах полета [9], в том числе для адаптивных крыльев [10]. Учитывается многодисциплинарность задачи [11], решение и оптимальные результаты которой достигаются с помощью применения различных методов, таких как генетические алгоритмы [12], топологическая оптимизация [13], сопряженных градиентов [14]. Из вышеизложенного понятно, что проводимые работы затрагивают множество вопросов из области аэродинамики, которые трудно одновременно учесть при проектировании изделий, в том числе из композиционных материалов [15–17], поэтому наличие универсальной методики [18] позволит получить первичную конструкцию крыла с учетом основных факторов.

Цель настоящей работы заключается в анализе влияния учета деформации крыла на определяемые аэродинамические нагрузки на этапе проектных расчетов для обеспечения создания оптимальных конструктивно-силовых схем из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

1. Исходные данные

Объектом исследования выбрано стреловидное крыло пассажирского авиалайнера [19] размахом 35 м со спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем (рис. 1). Рассматривалась изолированная поверхность.

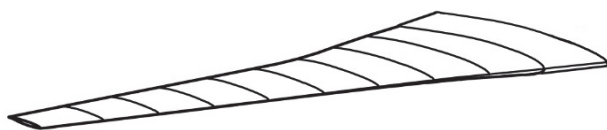


Рис. 1. Внешний вид модели крыла
[Figure 1. View of wing model]

Расчет проводился для крейсерского режима полета на высоте 11 500 м со скоростью 242 м/с. Рассматривалось несколько углов атаки (0, +11, -7°), соответствующих различным режимам полета.

Вычисления проводились с помощью метода конечных объемов в программном комплексе ANSYS, в котором реализовано решение усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS) с применением модели турбулентности $k-\epsilon$. Воздух считался совершенным газом, параметры стандартной атмосферы взяты по ГОСТ 4401-81. При расчете обеспечивался критерий схождения 10^{-4} (точность решения).

Модель исследования представляет собой параллелепипед. Расстояние от края расчетной области до объекта исследования составляло 5 длин хорд для ускорения расчетов [20]. Параметры набегающего потока, соответствующие режиму полета, задавались на фронтальную поверхность, истекающий поток – на тыльную поверхность (рис. 2). На крыле отсутствует скольжение, то есть скорость потока на поверхности равна нулю, на остальных поверхностях – свободное течение. Построена нерегулярная объемная тетраэдральная сетка с дискретизацией у поверхности крыла и пятью слоями призматических ячеек для учета граничных эффектов.

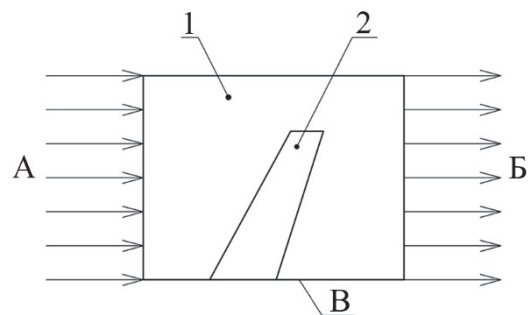


Рис. 2. Схема расчета:
1 – воздушная среда; 2 – крыло; потоки: А – набегающий; Б – истекающий; В – условие симметрии
[Figure 2. Design schedule:
1 – air; 2 – wing; flow system: A – inlet; Б – outlet; B – symmetry condition]



Рис. 3. Варианты крыльев:
1 – угол атаки +11°; 2 – недеформированное;
3 – угол атаки 0°; 4 – угол атаки -7°
[Figure 3. Wing form:
1 – angle of attack +11°; 2 – undeformed;
3 – angle of attack 0°; 4 – angle of attack -7°]

Проведено моделирование обтекания крыла исходной недеформированной геометрии при трех углах атаки. Полученные значения давлений были использованы в качестве нагрузок при расчете напряженно-деформированного состояния, в результате моделирования которого также определены три формы деформации крыла (рис. 3). На основе полученных перемещений в конструкции выполнены геометрические модели изогнутого в полете крыла и проведено исследование обтекания повторно для каждого.

2. Результаты параметрического моделирования

В результате параметрического моделирования получены и проанализированы значения давления по крылу, температуры, характер обтекания крыла. Представлены графики распределения

давления $p(\bar{x})$ по профилю крыла в различных сечениях для рассмотренных вариантов нескольких расчетных случаев (0° – рис. 4; $+11^\circ$ – рис. 5; -7° – рис. 6), где \bar{x} – относительная координата точки профиля.

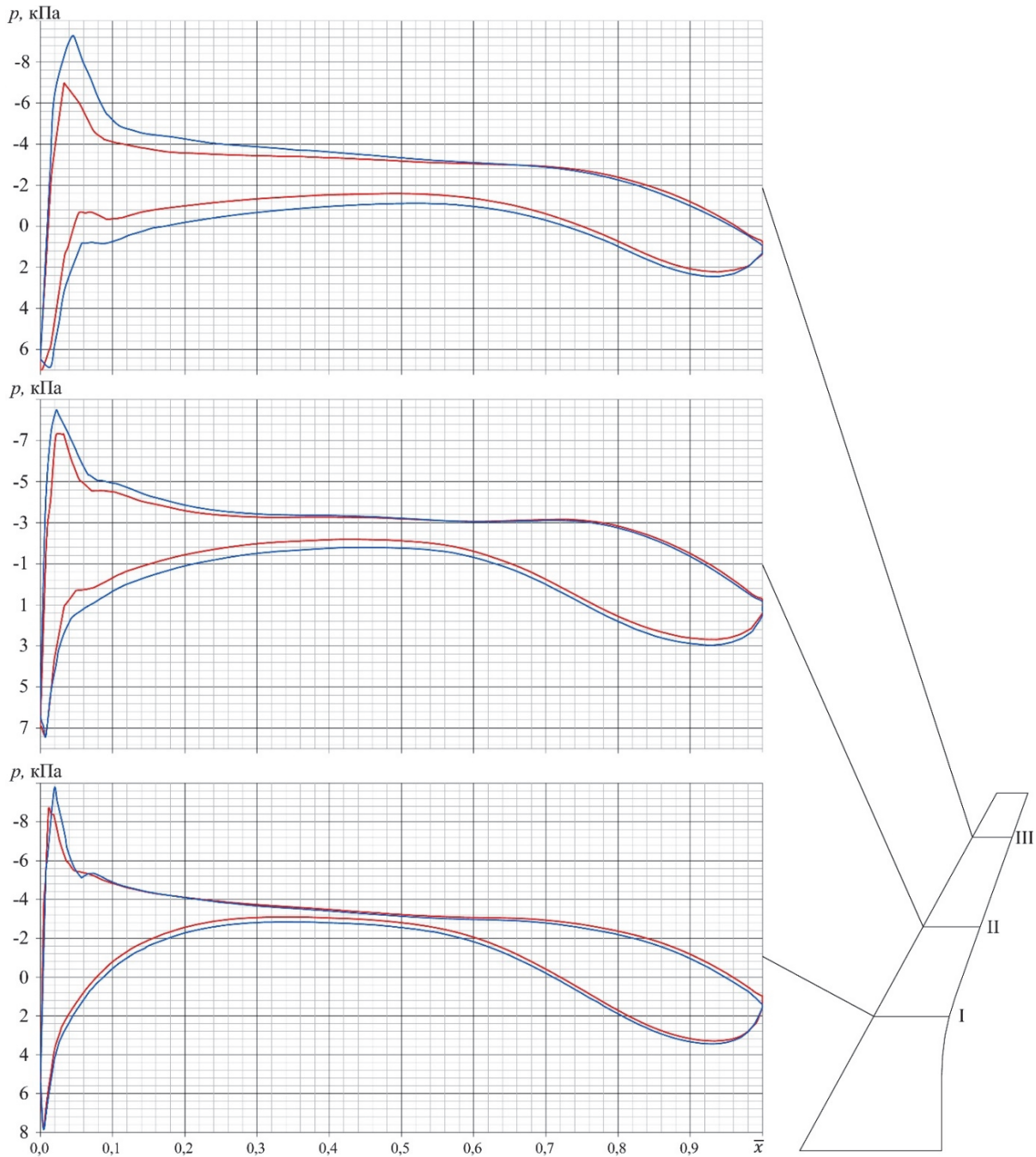


Рис. 4. Распределения давления $p(\bar{x})$ по профилю крыла при угле атаки $\alpha = 0^\circ$: недеформированное (—) и деформированное (—) крылья

[Figure 4. Air-load distribution $p(\bar{x})$ over the wing profile at angle of attack $\alpha = 0^\circ$: undeformed (—) and deformed (—) wings]

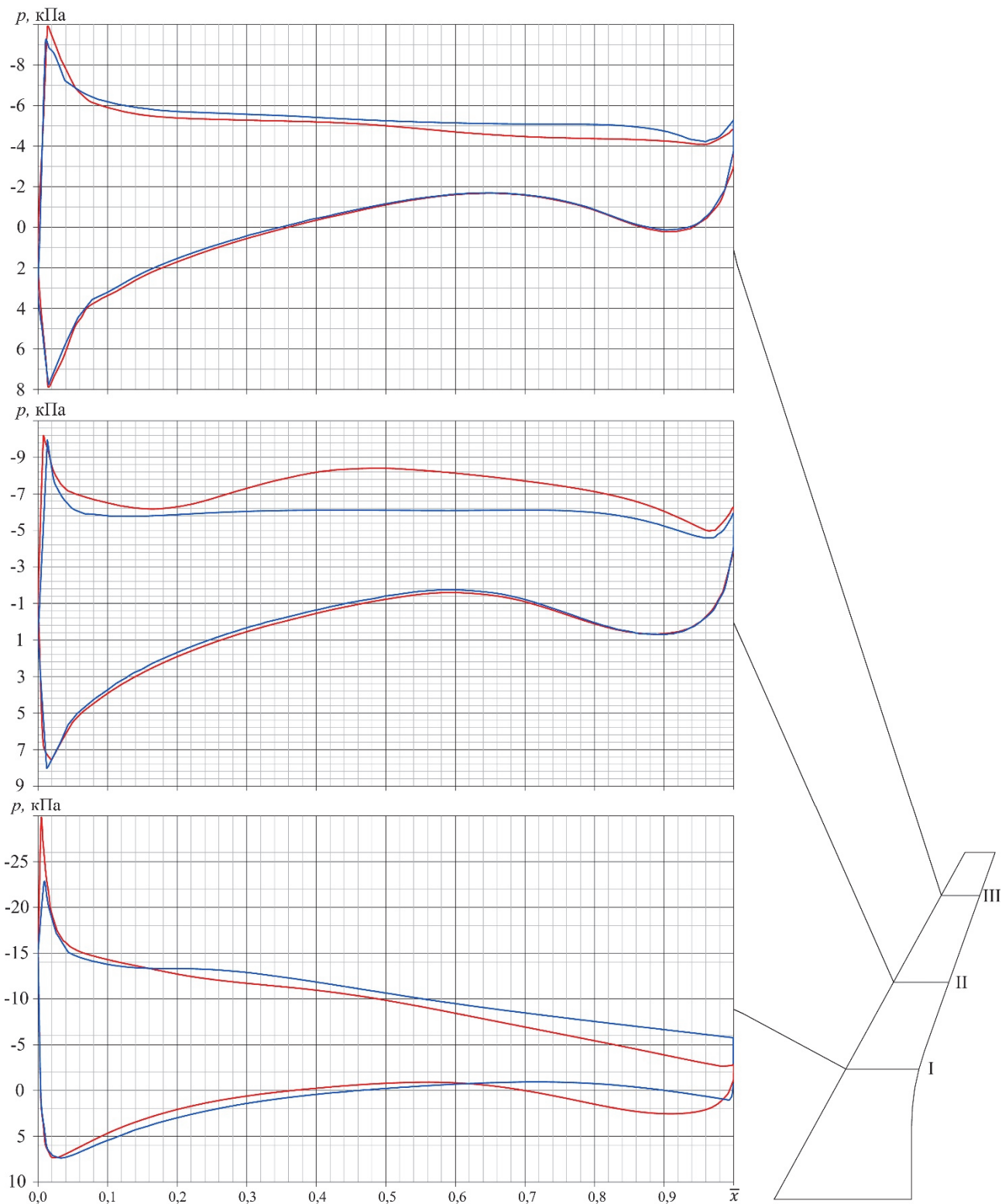


Рис. 5. Распределения давления $p(\bar{x})$ по профилю крыла при угле атаки $\alpha = +11^\circ$:
 недеформированное (—) и деформированное (—) крылья
[Figure 5. Air-load distribution $p(\bar{x})$ over the wing profile at angle of attack $\alpha = +11^\circ$:
 undeformed (—) and deformed (—) wings]

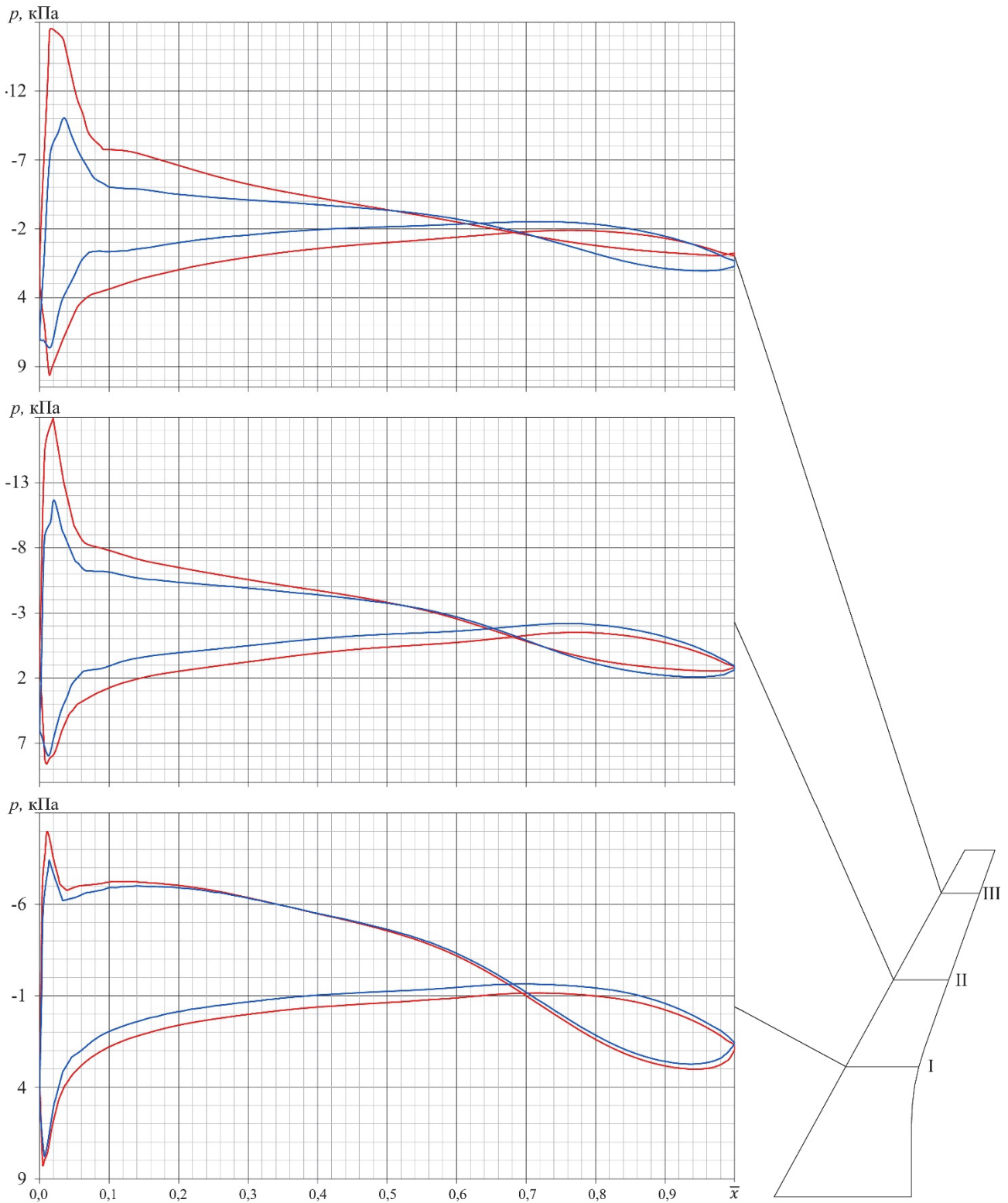


Рис. 6. Распределения давления $p(\bar{x})$ по профилю крыла при угле атаки $\alpha = -7^\circ$: недеформированное (—) и деформированное (—) крылья

[Figure 6. Air-load distribution $p(\bar{x})$ over the wing profile at angle of attack $\alpha = -7^\circ$: undeformed (—) and deformed (—) wings]

При угле атаки 0° в сечении I деформации минимальны, но больше, чем в корневом сечении, и составляют 0,5–1 %. Наибольшее различие в величинах давления наблюдается по носовой части наветренной стороны (крыло имеет крутку – угол установки у корня равен 3°), максимальное различие составляет 1,5 %. В хвостовой и средней части сечения имеют одинаковый характер, различие не более 0,5 %. С увеличением деформации крыла изменяются и величины давлений. Для сечения II в носовой части, а также для нижней обшивки различие достигает 3 %. В концевой части крыла (сечение III), ввиду наибольшего отклонения, различие в значениях величины давления максимально и составляет 7 % в носовой части с уменьшением в хвостовой до 0,5 %. Значения для деформированного крыла выше. Стоит отметить, что для деформированного крыла при больших значениях само распределение имеет более плавный характер, графики давления сглаженные.

На угле атаки $+11^\circ$ наблюдается снижение давления для деформированного крыла за счет того, что в некоторых областях не происходит срыв потока и не возникает турбулентных течений (рис. 7). В сечении I в хвостовой части профиль давления выравнивается и значения давления уменьшаются (различие составляет 5 %), повышенного давления по нижней обшивке не наблюдается. В носовой части снижается пик давления на 10 %. В сечении II на верхней обшивке, находящейся с наветренной стороны, для недеформированного крыла значения больше на 9 % (в данной области образуются завихрения), однако за счет изменения геометрии при деформации данного эффекта не возникает. Общий вид графиков имеет схожий характер, но для деформированного крыла более равномерен и сглажен.

Для угла атаки -7° наблюдается как снижение давления за счет деформации (максимальное снижение давления составляет 19 % в зоне носовых частей), так и незначительное – до 3 % – увеличение (хвостовые части). Однако возникает общее снижение величины давлений. В средних частях разница между значениями не превышает 5 %.

При рассмотрении крыльев и деформаций при углах атаки 0° , $+11^\circ$ и -7° не учитывались элементы механизации крыла, которые изменяют геометрию профиля и позволяют уйти от нега-

тивных эффектов вихреобразования или отсрочить их появление для больших значений углов атаки.

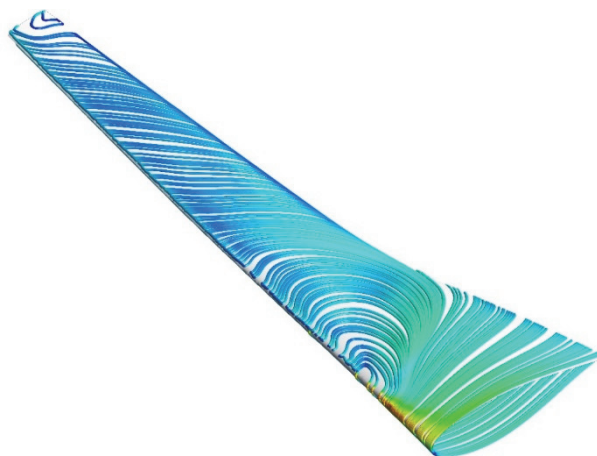


Рис. 7. Направление потока вблизи поверхности крыла при угле атаки $+11^\circ$, зоны образования завихрений
[Figure 7. Airflow streamlines near the wing surface at an angle of attack of $+11^\circ$, the zone of formation of vortices]

Заключение

В результате проведенного параметрического моделирования задачи внешней аэродинамики для крыла пассажирского самолета для нескольких режимов полета и различных углов атаки (0° , $+11^\circ$, -7°) получены следующие результаты:

- установлен характер обтекания потоком и определено аэродинамическое давление для деформированных в полете и недеформированных крыльев;

- определено, что максимальное различие величин составляет 19 % в зоне носовой части крыла для пиковых значений давления (для деформированного крыла меньше).

Общее отличие деформированного крыла от недеформированного составляет 5–7 %, при этом в большей степени нагрузки снижаются, распределение давления становится равномерным (графики сглаживаются). Таким образом, на ранних этапах проектирования для определения нагрузок, действующих на крыло можно пренебречь деформациями, возникающими в полете, тем самым сократив время стадии определения нагрузок в несколько раз (в данной работе в 2,5 раза – снижение количества расчетов и моделирования с 10 до 4), а погрешность и завышение величин составит не более 7 %.

Результаты настоящей работы будут учтены и использованы при составлении комплексной методики проектирования крыла из ПКМ на основе параметрического моделирования.

Список литературы

1. *Gagnon H., Zingg D.W.* High-fidelity Aerodynamic Shape Optimization of Unconventional Aircraft through Axial Deformation // 52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum (National Harbor, 2014). AIAA Paper. 2014-0908. Pp. 1–18.
2. *Зленко Н.А., Курсаков И.А.* Оптимизация геометрии узла подвески мотогондолы под крылом пассажирского самолета на основании численных расчетов с использованием уравнений RANS // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. 46. № 5. С. 21–38.
3. *Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В.* Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 4. С. 1–14.
4. *Hann R.* UAV Icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for Ice Accretion and Performance Degradation // 2018 Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Aviation Forum (Atlanta, 2018). AIAA Paper. 2018-2861. Pp. 1–8.
5. *Борисова Н.А., Горячев Д.В., Коцеев А.Б.* Оценка аэродинамических характеристик летательного аппарата при полете в условиях обледенения // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 6. С. 43–49.
6. *Schütte A.* Numerical investigations of the vortical flow on swept wings with round leading edges // 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference (Washington, 2016). AIAA Paper. 2016-4172. Pp. 1–45.
7. *Barber T.J., Doig G., Beves C., Watson I., Diassinos S.* Synergistic integration of computational fluid dynamics and experimental fluid dynamics for ground effect aerodynamics studies // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G. Journal of Aerospace Engineering. 2012. Vol. 226. No. 6. Pp. 602–619.
8. *Агеев Н.Д.* Численное исследование совместного влияния стреловидности передней кромки крыла и радиуса закругления носика профиля на аэродинамические характеристики крыла при сверхзвуковых скоростях // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 4. С. 3–10.
9. *Горбунов В.Г., Дець Д.О., Желанников А.И., Сетуха А.В.* Моделирование обтекания самолетов на больших углах атаки вихревым методом // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 7. С. 10–13.
10. *Lyu Z., Martins J.R.R.A.* Aerodynamic Shape Optimization of an Adaptive Morphing Trailing Edge Wing // Journal of Aircraft. 2015. No. 52 (6). Pp. 1951–1970.
11. *Schuhmacher G., Murra I., Wang L., Laxander A., O’Leary O.J., Herold M.* Multidisciplinary Design Optimization of a Regional Aircraft Wing Box // 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Multidisciplinary Analysis Optimization Conference (Atlanta, 2002). AIAA Paper. 2002-5406. Pp. 1–10.
12. *Caixeta P.R., Marque S.F.D.* Neural network meta-model-based MDO for wing design considering aeroelastic constraints // 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences (Orlando, 2010). AIAA Paper. 2010-2762. Pp. 1–10.
13. *Лукиянов О.Е., Островой А.В., Мендес Сото М.А., Климов Е.А., Шахов В.Г.* Особенности аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов с крылом большого удлинения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 1. С. 30–39.
14. *Xiangyu Gu, Ciampa P.D., Nagel B.* High fidelity aerodynamic optimization in distributed overall aircraft design // 17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, AIAA Aviation Forum (Washington, 2016). AIAA Paper. 2016-3508. Pp. 1–19.
15. *Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhailovskiy K.V., Shafikova I.R.* Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 4th International Conference on Advanced Composites and Materials Technologies for Arduous Applications, ACMТAA 2015, 2016. 10 p.
16. *Prosuntsov P.V., Reznik S.V., Mikhaylovskii K.V., Belenkov E.S.* Multiscale modeling of the binder polymer composite materials heating using microwave radiation // Journal of Physics Conference Series. 2018. Vol. 1134. 012048. doi: 10.1088/1742-6596/1134/1/012047.
17. *Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhailovskiy K.V.* Thermal regime of large space structure with transformable elements from hybrid composite // Journal of Physics: Conference Series. 7th International Conference on Functional Nanomaterials and High Purity Substances, FNM. 2018. 8 p.
18. *Михайловский К.В., Барановски С.В.* Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Ч. 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 11 (680). С. 86–98.
19. *Михайловский К.В., Барановски С.В.* Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Ч. 2. Проектирование силовой конструкции // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 12 (681). С. 106–116.
20. *Михайловский К.В., Барановски С.В.* Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании // Вестник МГТУ имени Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2018. № 5. С. 15–28.

Для цитирования

Барановски С.В., Михайловский К.В. Влияние учета деформации крыла при определении аэродинамических нагрузок на начальных этапах проектирования // Вест-

ник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2020. Т. 21. № 3. С. 166–174. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2020-21-3-166-174>

DOI 10.22363/2312-8143-2020-21-3-166-174

Research article

Assessment of wing deformation influence on airload determination at the initial design stages

Sergey V. Baranovski, Konstantin V. Mikhaylovskiy

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation

Article history:

Received: April 14, 2020

Revised: April 26, 2020

Accepted: July 27, 2020

Keywords:

airliner, wing, airload, aerodynamic pressing, airfoil flow, finite elements

Abstract. At designing aircraft, much attention is given to the wing, as one of the most critical elements of the airframe. It is necessary to have a clear-eyed outlook at response sequence, efficiency of various factors and calculation features on the receipt timing and quality of the result. In addition, the design of a structural element is a complex multidisciplinary task affecting various fields of science, which is complicated by the use of polymer composite materials. In the furtherance of solving the urgent task of the methods of designing of a polymer composite wing, it is necessary to determine the influence of wing deformation on the airload used in the calculation and determination of product parameters. Methods of designing of a polymer composite wing used at the initial stages and taking into account the choice of the external appearance, justification of the structural arrangement and load-bearing elements. The paper considers the flow of air over the wing of a passenger airliner and analyzes the pressure values for various flight modes. A comparison is made of the initial theoretical wing surface and deformed during flight, and the difference in loading of the considered options is determined. A future methodology of polymer composite wing design based on parametric modelling will take these results into account and make use of them.

References

1. Gagnon H, Zingg DW. High-fidelity aerodynamic shape optimization of unconventional aircraft through axial deformation. *52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum (National Harbor, 2014)*. AIAA Paper. 2014-0908. p. 1–18.

2. Zlenko NA, Kursakov IA. Optimizatsiya geometrii uzla podveski motogondoly pod krylom passazhirskogo samoleta na osnovanii chislennykh raschetov s ispol'zovaniem uravnenii RANS [Geometry optimization of motor-gondola attachment lug under the wing of passenger aircraft

based on numerical calculations using RANS equations]. *TsAGI Science Journal*. 2015;46(5):21–38. (In Russ.)

3. Bragin NN, Bolsunovskiy AL, Buzoverya NP, et al. Issledovaniya po sovershenstvovaniyu aerodinamiki vzletno-posadochnoi mekhanizatsii kryla passazhirskogo samoleta [Research on improvement of high lift devices aerodynamics of passenger plane]. *TsAGI Science Journal*. 2013;44(4):1–14. (In Russ.)

4. Hann R. UAV Icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for Ice Accretion and Performance Degradation. *2018 Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Aviation Forum (Atlanta, 2018)*. AIAA Paper. 2018-2861. p. 1–8.

5. Borisova NA, Goryachev DV, Koshcheyev AB. Otsenka aerodinamicheskikh kharakteristik letatel'nogo apparata pri polete v usloviyakh obledeneniya [Evaluation of aerodynamic characteristics of the aircraft during

Sergey V. Baranovski, postgraduate student, assistant lecturer of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures of the Bauman MSTU; eLIBRARY SPIN-code: 6154-8493.

Konstantin V. Mikhaylovskiy, Associate Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures of the Bauman MSTU; Candidate of Science (Eng.); eLIBRARY SPIN-code: 6481-7346; Scopus Author ID: 57204666941; Konst_mi@mail.ru

flight in icing conditions]. *TsAGI Science Journal*. 2014; 45(6):43–49. (In Russ.)

6. Schütte A. Numerical investigations of the vortical flow on swept wings with round leading edges. *34th AIAA Applied Aerodynamics Conference (Washington, 2016)*. AIAA Paper. 2016-4172. p. 1–45.

7. Barber TJ, Doig G, Beves C, Watson I, Diasinos S. Synergistic integration of computational fluid dynamics and experimental fluid dynamics for ground effect aerodynamics studies. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G. Journal of Aerospace Engineering*. 2012;226(6):602–619.

8. Ageev ND. Chislennoe issledovanie sovместnogo vliyaniya strelovidnosti perednei kromki kryla i radiusa zakrugleniya nosika profilya na aerodinamicheskie kharakteristiki kryla pri sverkhzvukovykh skorostyakh [A numerical study of the joint effect of wing leading edge sweep and the profile nose radius of curvature of the on the wing aerodynamic characteristics at supersonic speeds]. *Proceedings of MIPT*. 2013;5(4):3–10. (In Russ.)

9. Gorbunov VG, Dets DO, Zhelannikov AI, Setukha A.V. Modelirovanie obtekaniya samoletov na bol'shikh uglakh ataki vikhrevym metodom [Flow over aircraft simulation by using the discrete singularity method]. *Civil Aviation High Technologies*. 2012;177:10–13. (In Russ.)

10. Lyu Z, Martins JRRA. Aerodynamic Shape Optimization of an Adaptive Morphing Trailing Edge Wing. *Journal of Aircraft*. 2015;52(6):1951–1970.

11. Schuhmacher G, Murra I, Wang L, Laxander A, O'Leary OJ, Herold M. Multidisciplinary Design Optimization of a Regional Aircraft Wing Box. *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences (Atlanta, 2002)*. AIAA Paper. 2002-5406. p. 1–10.

12. Caixeta PR, Marque SFD. Neural network meta-model-based MDO for wing design considering aeroelastic constraints. *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences (Orlando, 2010)*. AIAA Paper. 2010-2762. p. 1–10.

13. Lukyanov OE, Ostrovoy AV, Mendes Soto MA, Klimov EA, Shakhov VG. Osobennosti aerodinamicheskikh kharakteristik bespilotnykh letatel'nykh apparatov s krylom bol'shogo udlineniya [Special characteristics of aerodynamic properties of unmanned aircraft with the high-aspect-ratio wing]. *Civil Aviation High Technologies*. 2018;21(01):30–39. (In Russ.)

14. Xiangyu Gu, Ciampa PD, Nagel B. High fidelity aerodynamic optimization in distributed overall aircraft design. *17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and*

Optimization Conference, AIAA Aviation Forum (Washington, 2016). AIAA Paper. 2016-3508. p. 1–19.

15. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhailovsky KV, Shafikova IR. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 4th International Conference on Advanced Composites and Materials Technologies for Arduous Applications, ACMTAA 2015, 2016*. p. 1–10

16. Prosuntsov PV, Reznik SV, Mikhaylovskii KV, Belenkov ES. Multiscale modeling of the binder polymer composite materials heating using microwave radiation. *Journal of Physics Conference Series*. 2018;1134:012048. doi: 10.1088/1742-6596/1134/1/012047.

17. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhailovsky KV. Thermal regime of large space structure with transformable elements from hybrid composite. *Journal of Physics: Conference Series. 7th International Conference on Functional Nanomaterials and High Purity Substances, FNM*. 2018:1–8.

18. Mikhaylovskiy KV, Baranovski SV. Metodika proektirovaniya kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov na osnove parametricheskogo modelirovaniya. Ch. 1. Obosnovanie vybora geometricheskikh razmerov i raschet aerodinamicheskikh nagruzok na krylo [The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part 1. The Rationale for Selecting Wing Geometry and the Calculation of Airloads]. *Machine Building*. 2016;11:86–98. (In Russ.)

19. Mikhaylovskiy KV, Baranovski SV. Metodika proektirovaniya kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov na osnove parametricheskogo modelirovaniya. Ch. 2. Proektirovanie silovoi konstruksii [The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part 2. Design of the load bearing structure]. *Machine Building*. 2016;12:106–116. (In Russ.)

20. Mikhaylovskiy KV, Baranovski SV. Opredelenie aerodinamicheskikh nagruzok na krylo s uchedom osnovnykh elementov avialainera pri parametricheskom modelirovanii [Determining aerodynamic loads affecting an aircraft wing during parametric modelling taking the main airliner components into account]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*. 2018;5:15–28. (In Russ.)

For citation

Baranovski SV, Mikhaylovskiy KV. Assessment of wing deformation influence on airload determination at the initial design stages. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2020;21(3):166–174. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2020-21-3-166-174>