

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО С УЧЕТОМ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЛАЙНЕРА ПРИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ

К.В. Михайловский
С.В. Барановски

konst_mi@mail.ru
serg1750@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

С помощью параметрического моделирования выполнен анализ влияния основных элементов авиалайнера на точность определения аэродинамических нагрузок на крыло. Рассмотрены варианты компоновки как целого авиалайнера, так и крыла с двигателем, установленным по классической схеме на пилоне под крылом. Исследовано влияние диффузора, двухконтурности двигателя, а также размера расчетной области и сетки конечных объемов на поверхности крыла на точность определения его параметров. Вычисления проведены для стреловидного крыла со спрямленным участком, с несимметричным аэродинамическим профилем среднемагистрального авиалайнера в программном комплексе ANSYS с помощью модуля CFX на крейсерском режиме полета. Определены аэродинамические нагрузки на крыло, его температура вследствие аэродинамического нагрева и характер обтекания потоком. Проанализированы временные зависимости продолжительности подготовки и проведения расчета для рассмотренных вариантов. Определены рациональные параметры исходных данных при проектировании крыла на начальных этапах. Результаты будут учтены и использованы при составлении методики проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования

Ключевые слова

Авиалайнер, крыло, компоновочная схема, двигатель, аэродинамические нагрузки, параметрическое моделирование

Поступила в редакцию 16.03.2017
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

При проектировании конструкции современных пассажирских авиалайнеров одну из ключевых ролей играет аэродинамическая компоновочная схема (АКС), которая определяет лобовое сопротивление, подъемную силу, что влияет на тип двигателя, массу полезного груза, дальность полета [1]. При выборе АКС учитывается взаимное расположение основных элементов фюзеляжа, крыла, хвостового оперения, двигателей и т. д. Для рациональной компоновки при многофакторном анализе применяются методы многодисциплинарной оптимизации [2], рассматривается оптимизация нетрадиционных аэродинамических компоновок авиалайнера [3]. Отдельные исследования проводятся не только в области рационального расположения двигателя для минимизации затрат мощности и создания эффек-

тивной тяги, снижения расхода топлива, необходимого на полет дозвукового авиалайнера [4], но и влияния на аэроупругость авиалайнера [5, 6]. Оптимизируются уже имеющиеся конструкции, полученные в процессе аэродинамического проектирования [7], учитывающие пилон и пространственную ориентацию мотогондолы двигателя [8, 9], аэродинамическую интеграцию планера и двигателей, расположенных как по классической схеме на пилоне под крылом [10, 11] или фюзеляже [12], так и нетрадиционно — над крылом [13]. При оптимизации существующих конструкций рассматриваются такие вопросы, как распределение нагрузок и суммарных характеристик, взаимодействия струи газа, истекающей из сопла двигателя, с пилоном и закрылком [14], течения в окрестности мотогондолы, пилона и крыла на крейсерском режиме полета. Сравниваются различные варианты формы мотогондолы, например, с предварительным торможением набегающего потока перед воздухозаборниками [15], фюзеляжа, концевых поверхностей крыла и анализируется изменение суммарных аэродинамических характеристик авиалайнера в зависимости от них [16]. Следует отметить, что полная компоновка рассматривается в рамках аэродинамики всей конструкции авиалайнера [17, 18].

Решая задачи местной аэродинамики и различные конструктивные вопросы, двигатели, элементы механизации крыла, концевые участки крыла зачастую рассматривают в отрыве от общей компоновки (т. е. без учета отдельных элементов). Так решаются задачи по повышению эффективности работы элементов механизации крыла и обеспечению заданного уровня несущих свойств [19], улучшению аэродинамических характеристик, например, создание «сплошных» закрылок [20].

Проектирование крыла — сложная комплексная задача, требующая от разработчиков значительных финансовых и временных затрат. Цель настоящей работы заключается в разработке универсальной методики проектирования крыла из полимерных композиционных материалов [21], которая позволит упростить разработку геометрической модели крыла на стадии проектных расчетов. Согласно общей схеме методики, для рассматриваемых вариантов крыльев должны быть вычислены силовые воздействия на конструкцию распределенных (от скоростного напора, массы элементов конструкции) и сосредоточенных (от различных агрегатов) нагрузок, которые будут использоваться в качестве граничных условий (ГУ) при проектировании конструктивно-силовой схемы (КСС). Таким образом, при проектировании крыла на стадии эскизного проекта встает вопрос учета компоновочной схемы авиалайнера и ее влияние на точность результатов и сроки получения эскизной конструкторской документации. В настоящей работе рассматривается расчет аэродинамических нагрузок на крыло с учетом влияния размера расчетной области, размера сетки конечных объемов, элементов авиалайнера для уменьшения временных затрат при сохранении требуемой точности.

Постановка задачи. Влияние основных элементов авиалайнера на аэродинамические нагрузки от скоростного напора исследовали, учитывая отдельную аэродинамическую поверхность крыла (рис. 1, *а*), крыла с мотогондолой двигателя, крепящейся на пилоне под ним (рис. 1, *б*, *в*), целого авиалайнера (рис. 1, *г*, *д*), а также с учетом диффузора и двухконтурности двигателя.

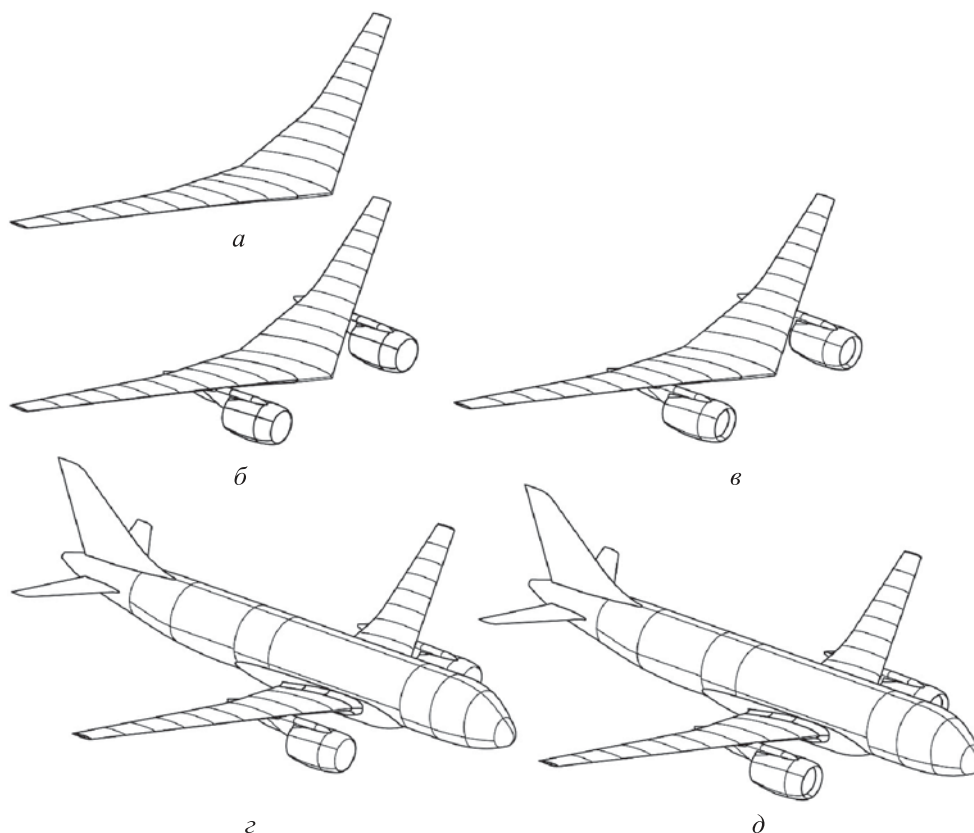


Рис. 1. Варианты геометрических моделей аэродинамической поверхности крыла:
a — отдельно от авиалайнера; *b* и *v* — с мотогондолой двигателя на пилоне без учета и с учетом диффузора и двухконтурности двигателя; *z* и *d* — в составе авиалайнера, мотогондола двигателя без и с учетом диффузора и двухконтурности двигателя

Влияние размера расчетной области и сетки конечных объемов на поверхности объектов исследований рассматривалось в нескольких вариантах (рис. 2, табл. 1, 2).

Вычисления проводились для стреловидного крыла со спрямленным участком, с несимметричным аэродинамическим профилем среднемагистрального авиалайнера в программном комплексе ANSYS 16 с помощью модуля CFX, основанного на численном решении уравнений Навье — Стокса, осредненных по методу Рейнольдса (RANS), с использованием математической модели ламинарно-турбулентного перехода, разработанной Р. Лантри и Ф. Менгером.

Параметры атмосферы взяты по ГОСТ 4401–81 в соответствии с выбранной высотой 11 500 м, для крейсерского режима полета со скоростью

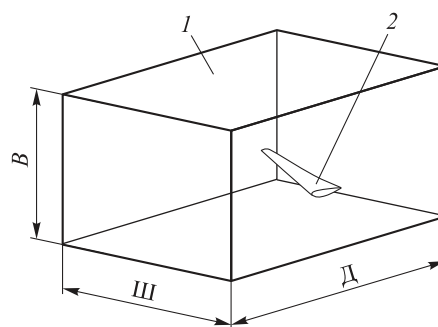


Рис. 2. Вид расчетной области:
 1 — расчетная область; 2 — тело в потоке;
 В — высота; Ш — ширина; Д — длина

242 м/с. Воздух считался совершенным газом. На фронтальной поверхности расчетной области и двигателя задавались входные (Inlet) характеристики потока, соответствующие режиму полета, на тыльной поверхности — выходные (Outlet) граничные условия по скорости потока. С тыльной стороны мотогондолы моделировались два контура на основе двигателя серии CFM56-7. На крыле задано условие «отсутствия скольжения» потока (No slip wall), т. е. скорость потока на поверхности рассматриваемого объекта равнялась нулю, на остальных поверхностях — условие свободного течения (Free slip wall). При расчете использовалась модель турбулентности $k-\varepsilon$. Расчеты выполнялись в стационарном режиме (Steady-State), с точностью (критерий схождения) 10^{-4} . При решении использовался компьютер с 4-ядерным процессором Intel Core i7 2,83 ГГц, 32 Гбайт ОЗУ.

Таблица 1

Габаритные размеры расчетной области, м

Рассматриваемый объект					
Крыло			Авиалайнер		
Длина	Ширина	Высота	Длина	Ширина	Высота
20	20	10	55	30	25
40	25	20	60	35	30
60	35	30	90	50	45
90	50	45	130	70	60
130	70	60	185	100	85

Таблица 2

Характерный размер элемента сетки конечных объемов на поверхности объекта исследования, м

Рассматриваемый объект	
Крыло	Авиалайнер, размер на крыле / размер на остальных поверхностях
0,2	0,2 / 0,16
0,4	0,4 / 0,16
0,8	0,8 / 0,16
0,16	0,16 / 0,16

Результаты расчетов. В результате определены и проанализированы давления по крылу, температуры, характер обтекания крыла. На рис. 3–5 приведены графики распределения давления $p(\bar{x})$ по профилю крыла в различных сечениях для рассмотренных вариантов нескольких расчетных случаев, где \bar{x} — относительная координата точки профиля. В табл. 3, 4 приведены временные зависимости продолжительности расчета по рассмотренным вариантам и варианты разбиения моделей на конечные объемы.

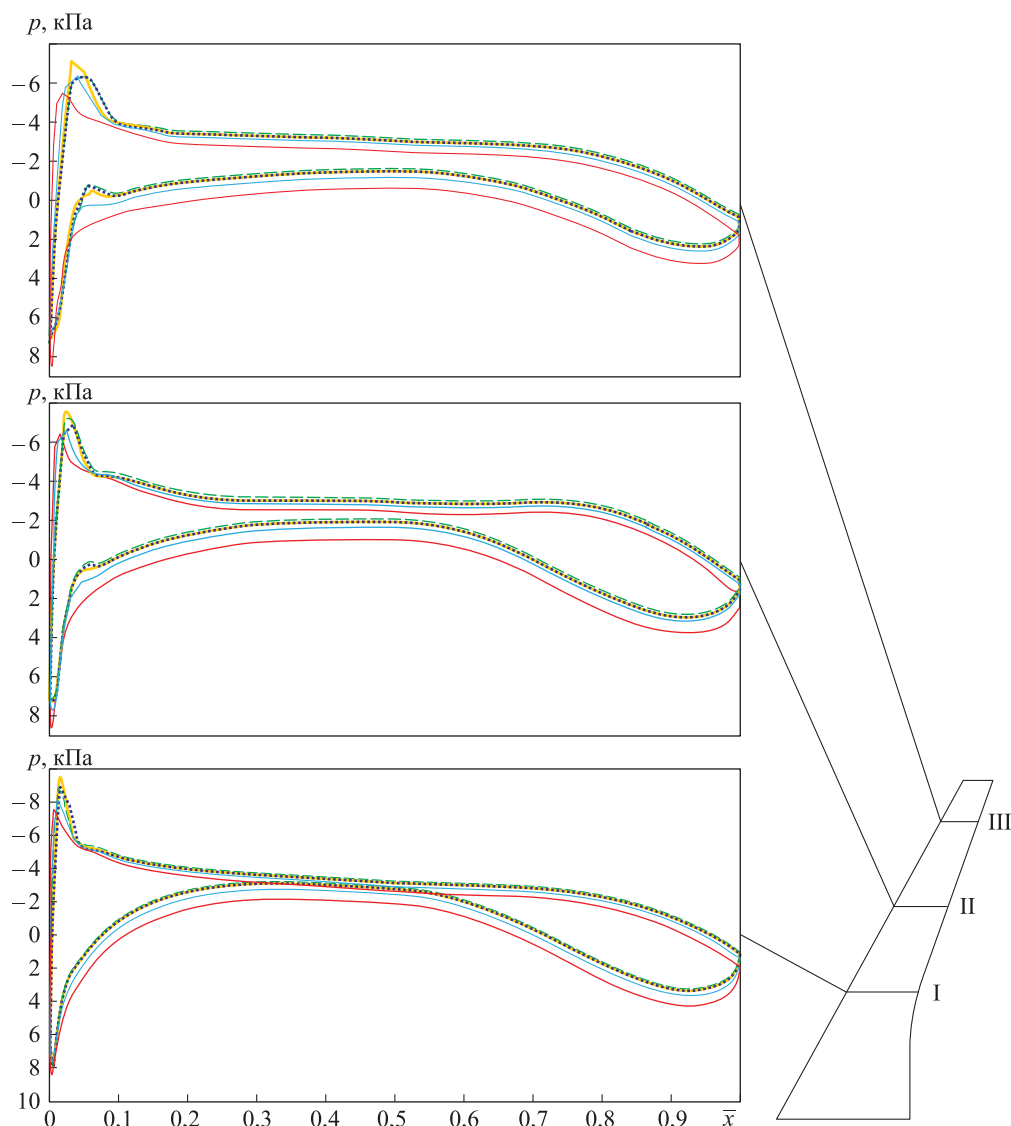


Рис. 3. Распределение давления $p(\bar{x})$ по профилю отдельной аэродинамической поверхности крыла при варьировании габаритных размеров расчетной области ($D \times Ш \times B$, м):

— 20 × 20 × 10; — 40 × 25 × 20; - - - 60 × 35 × 30; — 90 × 50 × 45;
 — 130 × 70 × 60

Рассматривая влияние размеров расчетной области лишь на аэродинамическую поверхность крыла, выявили, что уровни значений давления по передней кромке различаются не более чем на 12 % и изменяются от бортового сечения к концевому, где разность максимальна (здесь и далее полученные результаты сравнивались между собой — максимальные и минимальные значения). В остальных областях крыла уровни значений давления не отличаются больше, чем на 4 %, за исключением наименьшей из расчетных областей, максимальная разность составляет 9,8 % (см. рис. 3). Расчет крыла в составе целого авиалайнера показал, что

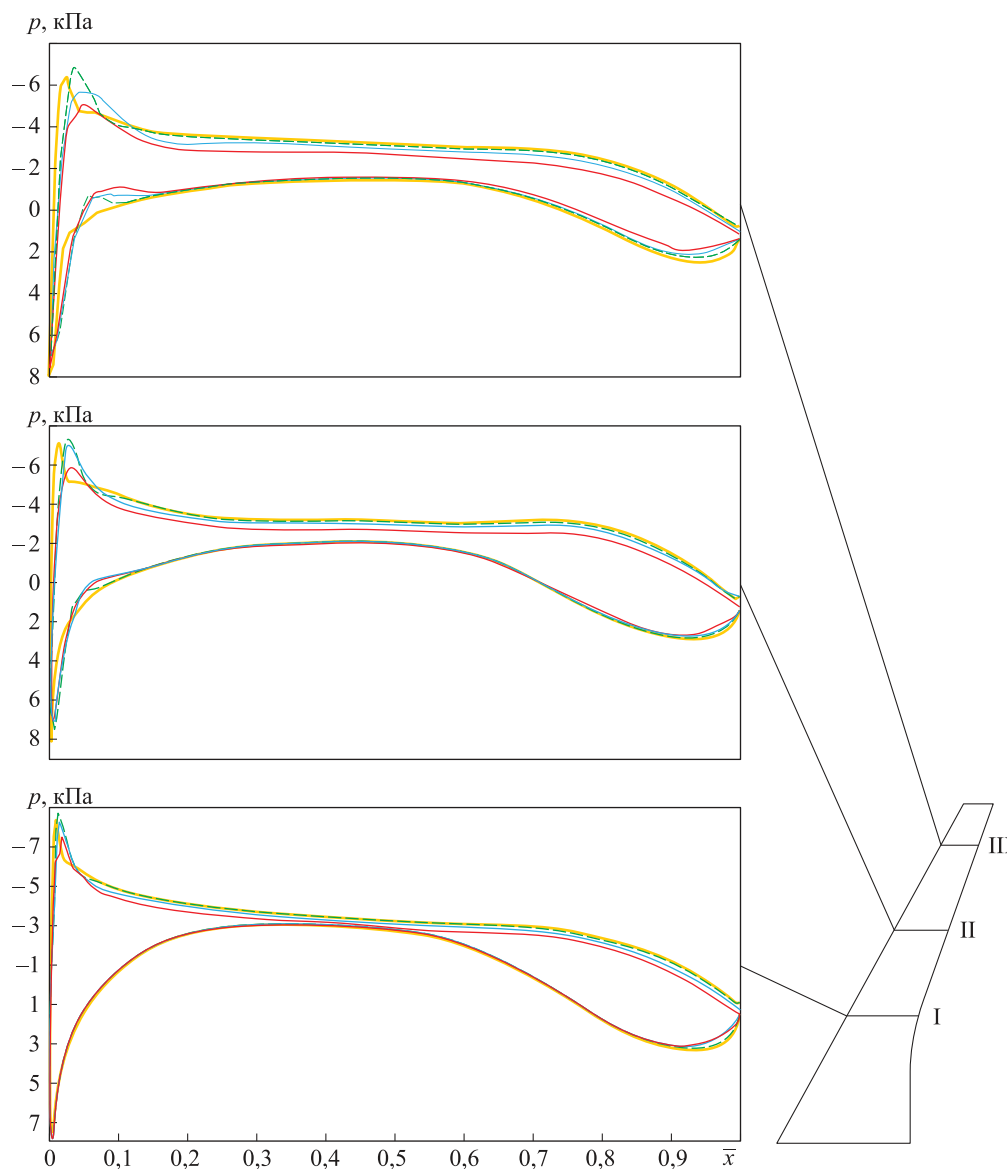


Рис. 4. Распределение давления $p(\bar{x})$ по профилю отдельной аэродинамической поверхности крыла при варьировании характерного размера элемента сетки конечных объемов на поверхности объекта исследования:

— 0,16 м; — 0,08 м; — 0,04 м; — 0,02 м

значительных отличий по передней кромке нет. Разность значений в остальных областях крыла также не превышает 4 % для наименьшей расчетной области и 3 % для остальных, кроме того, значения по нижней и верхней частям крыла для разных вариантов совпадают. Разности по времени разбиения на конечные объемы и продолжительности расчета составляют 1,5–2 раза для рассмотренных вариантов.

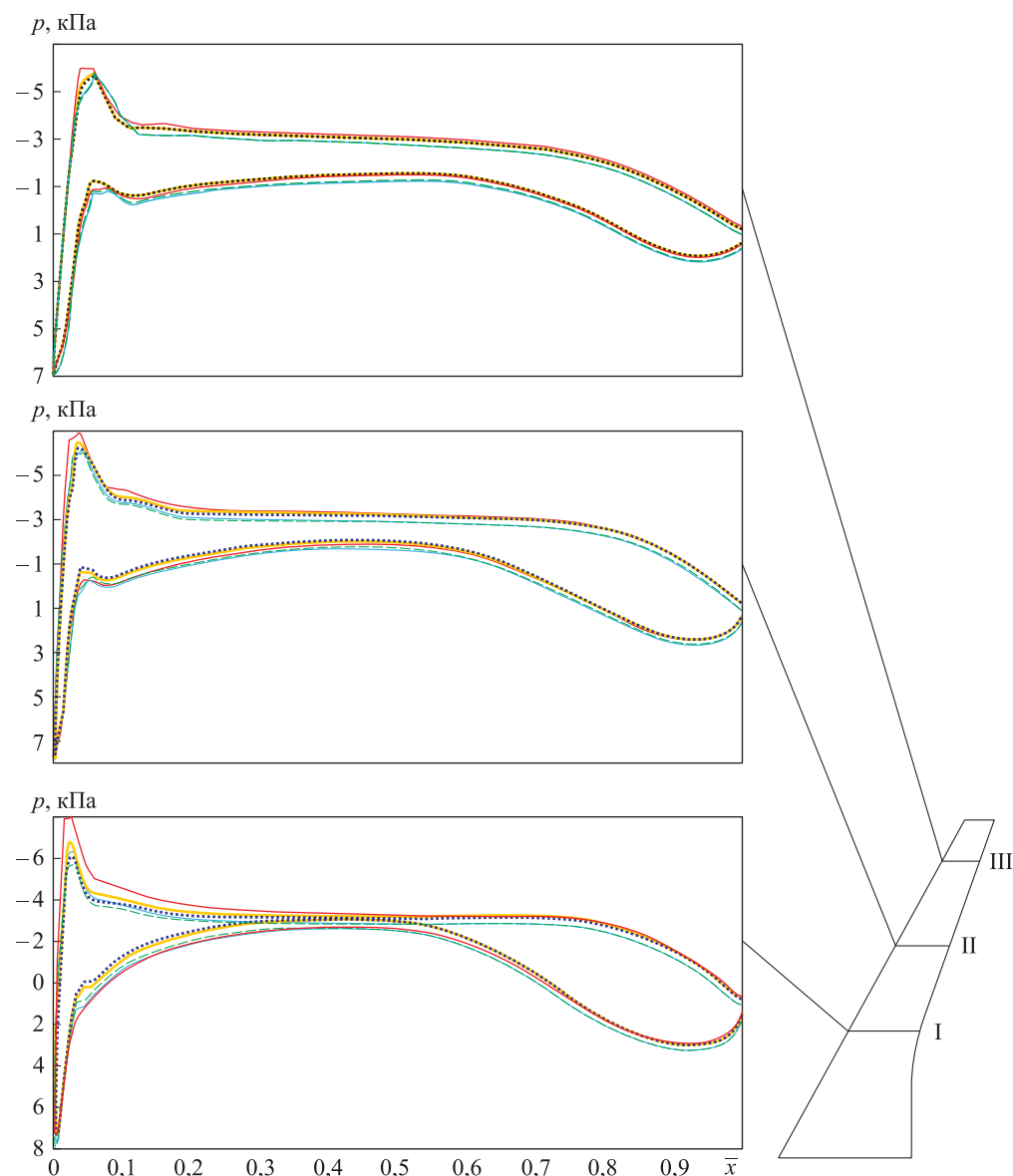


Рис. 5. Распределение давления $p(\bar{x})$ по аэродинамической поверхности крыла при угле атаки $\alpha = 0$:

— отдельно от авиалайнера; — и — с мотогондолой двигателя на пилоне без учета и с учетом диффузора и двухконтурности двигателя; — и — в составе авиалайнера с мотогондолой двигателя без учета и с учетом диффузора и двухконтурности двигателя

Аналогичный характер распределений давлений по поверхности крыла наблюдается при варьировании размера сетки конечных объемов. Расчет крыла отдельно от авиалайнера показал, что разброс между значениями давления составляет до 5 % для наибольшего размера ячейки сетки и до 3 % для остальных вариантов (см. рис. 4). Рассчитывая крыло в составе всей конструкции авиалайнера выявили, что отличие варианта с наибольшим размером ячейки достигает

21,5 % (в зоне концевой сечения по передней кромке), зона воздействия максимальных аэродинамических нагрузок смещается от передней кромки. В остальных частях крыла разность значений достигает 6 % для наибольшего размера ячейки сетки и 4 % для остальных вариантов, значения параметров нижней и верхней частей крыла также совпадают. Время разбиения на элементы и расчета пропорционально размеру конечного объема на поверхности обтекаемого тела для элемента 0,02 м возрастает в 30 раз при разбиении сетки и расчете по сравнению с максимальным рассматриваемым элементом 0,16 м для крыла. Для всего авиалайнера данная зависимость составляет 20 и 10 раз для разбиения и расчета.

Таблица 3

Продолжительности разбиения на конечные объемы и расчета отдельного крыла при варьировании характерного размера элемента сетки, с

Тип задачи	Размер элемента сетки конечных объемов на поверхности объекта исследования, м			
	0,16	0,08	0,04	0,02
Разбиение по конечно-элементной модели	58	138	182	1882
Расчет	504	1024	3384	14512

Таблица 4

Время разбиения на конечные объемы и расчета для рассмотренных моделей

Время, с	Варианты компоновок				
	I	II	III	IV	V
$t_{к.о}$	130	164	173	229	231
t_0	3458	5977	6087	6515	6857
t_{11}	3596	7546	7799	8029	8118
t_{-7}	3456	7014	6393	6847	7193

Примечание. I — аэродинамическая поверхность крыла; II и III — аэродинамическая поверхность крыла с мотогондолой двигателя на пилоне без учета и с учетом диффузора и двухконтурности двигателя; IV и V — аэродинамическая поверхность крыла в составе авиалайнера с мотогондолой двигателя без учета и с учетом диффузора и двухконтурности двигателя; $t_{к.о}$ — продолжительность разбиения на конечные объемы; t_0 , t_{11} и t_{-7} — продолжительность расчета при углах атаки 0, 11° и -7°.

Из рис. 5 следует, что при выбранных углах атаки 0, 11°, -7° и влиянии основных элементов авиалайнера (двигателя, фюзеляжа) на распределение аэродинамических нагрузок по крылу характер и значения величин давления имеют схожий вид и отличаются незначительно: 10 % для крыла отдельно и 7,5 % для остальных. Исключение составляет отдельно аэродинамическая поверхность крыла при угле атаки 11° в сечении I, расположенном возле двигателя. Большая разность обусловлена тем, что данный угол является критическим и при рас-

смотрении крыла без элементов механизации происходит срыв потока и образование завихрений. Если при расчете геометрической модели учитывать двигатель, то данный эффект не наблюдается (рис. 6), однако возникает зона образования завихрения вблизи бортового сечения.

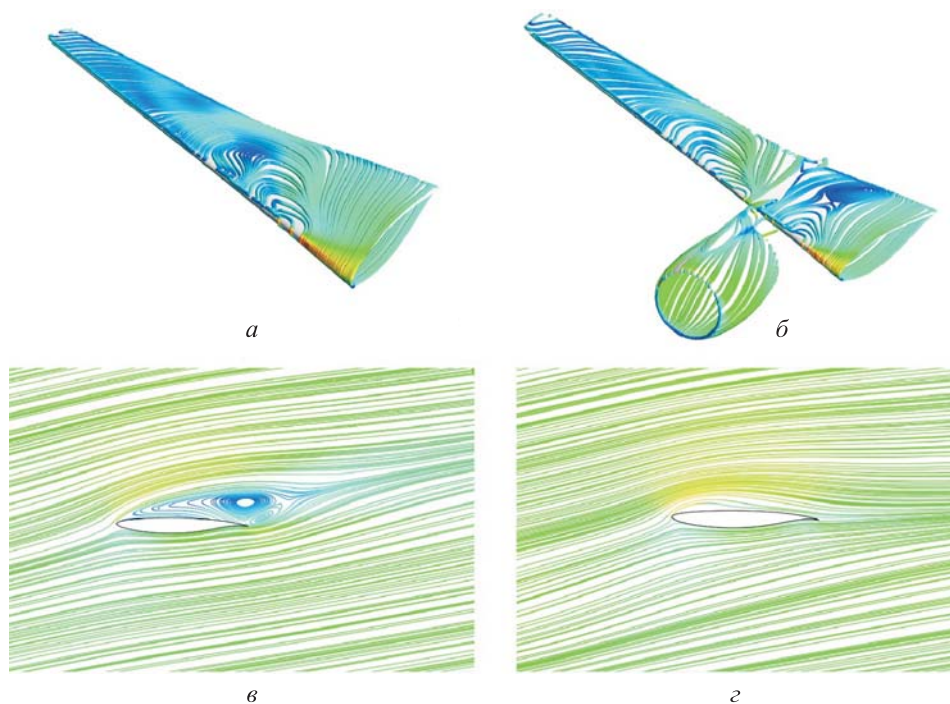


Рис. 6. Направление потока вблизи поверхности крыла:

а и б — изолинии без учета и с учетом двигателя; *в и г* — изолинии в сечении I без учета и с учетом двигателя

Влияние учета диффузора и двухконтурности двигателя на расчетные характеристики как отдельного крыла, так и всего авиалайнера мало и составляет 2 и 1,5 %.

Аэродинамический нагрев для всех вариантов одинаков — не более 20...40 °С, а влияние струи газа от двигателя на крыло незначительно.

Заключение. В результате анализа влияния основных элементов авиалайнера на точность определения аэродинамических нагрузок на крыло на стадии проектных расчетов с помощью параметрического моделирования определены:

- аэродинамические нагрузки, характер обтекания потоком, продолжительности подготовки и проведения расчета для отдельной аэродинамической поверхности крыла, для крыла с мотогондолой двигателя, крепящейся на пилоне под ним, с учетом диффузора и двухконтурности двигателя, целого авиалайнера;

- погрешности (не более 10 %) расчетов крыла отдельно и в составе авиалайнера, что обусловлено сеткой конечных объемов с размером элемента на поверхности исследуемого объекта 0,16 м.

При проектировании конструктивно-силовой схемы крыла рационально рассматривать отдельно его аэродинамическую поверхность, разность составит не более 7...10 %, кроме того, временные затраты уменьшаются до 2,25 раза.

Продолжительности подготовки и расчета в большей степени зависят от размера сетки конечных объемов. При необходимости можно получить результат в кратчайшие сроки с помощью закругления сетки и уменьшения расчетной области, что сократит продолжительность расчета с допустимой потерей в точности. Увеличение в 8 раз характерного размера ячейки позволит сократить почти в 30 раз продолжительность, а погрешность составит ~20 %.

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

ЛИТЕРАТУРА

1. *Житомирский Г.И.* Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 2005. 406 с.
2. *Petersson O., Daoud F.* Multidisciplinary optimization of aircraft structures with respect to static and dynamic aeroelastic requirements // Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. Berlin, 2012. P. 1–7.
3. *Gagnon H., Zingg D.W.* High-fidelity aerodynamic shape optimization of unconventional aircraft through axial deformation // 52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014. No. 2014–0908. P. 1–18. DOI: 10.2514/6.2014-0908
4. *Уджуху А.Ю.* Проблемы интеграции двигателя в компоновке дозвуковых пассажирских самолетов. Дисс. ... канд. техн. наук. Жуковский: ЦАГИ, 2010. 157 с.
5. *Pezhman M.* Effects of engine placement and morphing on nonlinear aeroelastic behavior of flying wing aircraft. Doctor's thesis. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2013. 133 p.
6. *Экспериментальное исследование характеристик интегральной силовой установки самолета типа «летающее крыло» / В.И. Васильев, Г.Н. Лаврухин, В.В. Лазарев, Г.П. Носков, В.А. Тальзин // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 3. С. 45–52.*
7. *Lyu Z., Martins J.R.R.A.* Aerodynamic shape optimization of an adaptive morphing trailing edge wing // Journal of Aircraft. 2015. Vol. 52. No. 6. P. 1951–1970. DOI: 10.2514/1.C033116
8. *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.
9. *Roland W.* An inverse design method for engine nacelles and wings // Aerospace Science and Technology. 2005. Vol. 9. No. 1. P. 19–29. DOI: 10.1016/j.ast.2004.09.002
URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963804001105>
10. *Бабулин А.А.* Применение программного комплекса «Спрут» для исследования вопросов местной аэродинамики пассажирского самолета // Материалы XVI школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов». Жуковский: ЦАГИ, 2005. С. 14–15.
11. *Численное исследование внешней аэродинамики двигателя в рамках методики многодисциплинарной оптимизации / К.С. Анисимов, Е.В. Кажан, И.А. Курсаков, А.В. Лысенков, А.А. Савельев // Материалы XXVII науч.-техн. конф. по аэродинамике. Жуковский: ЦАГИ, 2016. С. 33–34.*

12. Фомин В.М., Хозяенко Н.Н., Шиповский Г.Н. Особенности обтекания компоновки регионального самолета с двигателями на фюзеляже // Материалы XVI школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов». Жуковский: ЦАГИ, 2005. С. 101–103.
13. Аэродинамическое проектирование и определение характеристик гражданского самолета с управляемым вектором тяги / Н.Н. Брагин, М.А. Губанова, Б.И. Гуревич, О.В. Карась, В.Е. Ковалев, С.И. Скоморохов, Ю.Н. Чернавских // Материалы XX школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов». Жуковский: ЦАГИ, 2009. С. 34–35.
14. Петров А.В., Третьяков В.Ф. Влияние струй реактивных двигателей большой степени двухконтурности на аэродинамические характеристики механизированного крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. 46. № 7. С. 1–10.
15. Губанов А.А., Гусев Д.Ю. Исследования интегральной компоновки летательного аппарата с прямоточным двигателем // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 3. С. 12–19.
16. Корнушенко А.В., Чернышова С.М., Ястребов Ю.Г., Быцко Н.С. Исследования влияния модификации элементов модели регионального самолета на аэродинамические характеристики модели // Материалы XXI науч.-техн. конф. по аэродинамике. Жуковский: ЦАГИ, 2010. С. 101–102.
17. 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. № 177. С. 10–13.
18. Xiangyu Gu, Ciampa P.D., Nagel B. High fidelity aerodynamic optimization in distributed overall aircraft design // 17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conf. 2016. No. 2016–3508. P. 1–19. DOI: 10.2514/6.2016-3508
19. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолета / Н.Н. Брагин, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, М.А. Губанова, С.И. Скоморохов, Г.В. Хозяинова // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 4. С. 1–14.
20. Trong T. Vui analysis of low-speed stall aerodynamics of a swept wing with seamless flaps // 34th AIAA Applied Aerodynamics Conf. 2016. No. 2016–3720. P. 1–9. DOI: 10.2514/6.2016-3720
21. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 11 (680). С. 86–98. DOI: 10.18698/0536-1044-2016-11-86-98

Михайловский Константин Валерьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Барановски Сергей Владиславович — аспирант, ассистент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 5. С. 15–28.
DOI: 10.18698/0236-3941-2018-5-15-28

DETERMINING AERODYNAMIC LOADS AFFECTING AN AIRCRAFT WING DURING PARAMETRIC MODELLING TAKING THE MAIN AIRLINER COMPONENTS INTO ACCOUNT

K.V. Mikhaylovskiy
S.V. Baranovski

konst_mi@mail.ru
serg1750@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The investigation used parametric modelling to analyse the effects that the main airliner components have on the accuracy of determining aerodynamic loads affecting the wing. We considered configuration options in terms of both the whole airliner and a separate wing featuring a classic pylon-mounted engine underneath. We studied the effects that the following factors have on the accuracy of determining wing parameters: a diffuser, the bypass ratio of the engine, and finally the computational region size and the finite volume mesh density over the wing surface. We used the CFX tool from the ANSYS software package to perform calculations for the cruise flight mode of a swept-back medium-range airliner wing featuring a straight section and asymmetric aerofoil. We determined aerodynamic loads affecting the wing, its temperature due to aerodynamic heating and the flow pattern around it. We analysed preparation and computation times for the options under consideration. We determined reasonable input data parameters for the initial stages of wing design. A future methodology of polymer composite wing design based on parametric modelling will take these results into account and make use of them

Keywords

Airliner, wing, wing configuration, engine, aerodynamic loads, parametric simulation

Received 16.03.2017
© BMSTU, 2018

REFERENCES

- [1] Zhitomirskiy G.I. Konstruktsiya samoletov [Aircraft construction]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 406 p.
- [2] Petersson O., Daoud F. Multidisciplinary optimization of aircraft structures with respect to static and dynamic aeroelastic requirements. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. Berlin, 2012, pp. 1–7.
- [3] Gagnon H., Zingg D.W. High-fidelity aerodynamic shape optimization of unconventional aircraft through axial deformation. *52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014, no. 2014–0908, pp. 1–18. DOI: 10.2514/6.2014-0908
- [4] Udzhukhu A.Yu. Problemy integratsii dvigatelya v komponovke dozvukovykh passazhirskikh samoletov. Diss. kand. tekhn. nauk [Engine integration problems in configuration of subsonic passenger planes. Kand. techn. sci. diss.]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2010. 157 p.
- [5] Pezhman M. Effects of engine placement and morphing on nonlinear aeroelastic behavior of flying wing aircraft. Doctor's thesis. Atlanta, Georgia Institute of Technology, 2013. 133 p.

- [6] Vasil'yev V.I., Lavrukhin G.N., Lazarev V.V., Noskov G.P., Talyzin V.A. Experimental studies of power plant characteristics "flying wing" aircraft. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal], 2014, vol. 45, no. 3, pp. 45–52 (in Russ.).
- [7] Lyu Z., Martins J.R.R.A. Aerodynamic shape optimization of an adaptive morphing trailing edge wing. *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 6, pp. 1951–1970. DOI: 10.2514/1.C033116
- [8] Zlenko N.A., Kursakov I.A. Geometry optimization of motor-gondola attachment lug under the wing of passenger aircraft based on numerical calculations using RANS equations. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal], 2015, vol. 46, no. 5, pp. 21–38 (in Russ.).
- [9] Roland W. An inverse design method for engine nacelles and wings. *Aerospace Science and Technology*, 2005, vol. 9, no. 1, pp. 19–29. DOI: 10.1016/j.ast.2004.09.002
Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963804001105>
- [10] Babulin A.A. Using "Sprut" software complex for research of passenger aircraft local dynamics problems. *Materialy XVI shkoly-seminara «Aerodinamika letatel'nykh apparatov»* [Proc. XVI School-Workshop "Aircraft Aerodynamics"]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2005, pp. 14–15 (in Russ.).
- [11] Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Savel'yev A.A. Numerical research on engine outer aerodynamics under paradigm of multi-discipline optimisation. *Materialy XXVII nauch.-tekhn. konf. po aerodinamike* [Proc. XXVII Sci.-Tech. Conf. on Aerodynamics]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2016, pp. 33–34 (in Russ.).
- [12] Fomin V.M., Khozyaenko N.N., Shipovskiy G.N. Special aspects of regional aircraft flow with engines on fuselage. *Materialy XVI shkoly-seminara «Aerodinamika letatel'nykh apparatov»* [Proc. XVI School-Workshop "Aircraft Aerodynamics"]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2005, pp. 101–103 (in Russ.).
- [13] Bragin N.N., Gubanova M.A., Gurevich B.I., et al. Aerodynamic design and definition of civil aircraft characteristics with thrust-vectoring module. *Materialy XX shkoly-seminara «Aerodinamika letatel'nykh apparatov»* [Proc. XX School-Conf. "Aircraft Aerodynamics"]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2009, pp. 34–35 (in Russ.).
- [14] Petrov A.B., Tret'yakov V.F. Impact of jet engines with streams high bypass ratio on aerodynamic characteristics of high-lift wing. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal], 2015, vol. 46, no. 7, pp. 1–10 (in Russ.).
- [15] Gubanov A.A., Gusev D.Yu. Research on integrated configuration of aircraft with aeroduct. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal], 2014, vol. 45, no. 3, pp. 12–19 (in Russ.).
- [16] Kornushenko A.V., Chernyshova S.M., Yastrebov Yu.G., Bytsko N.S. [Research on influence of regional aircraft elements modification on aerodynamic characteristics of the model]. *Materialy XXI nauch.-tekhn. konf. po aerodinamike* [Proc. XXI Sci.-Tech. Conf. on Aerodynamics]. Zhukovskiy, TsAGI Publ., 2010, pp. 101–102 (in Russ.).
- [17] Gorbunov V.G., Dets' D.O., Zhelannikov A.I., Setukha A.V. Flow over aircraft simulation by using the discrete singularity method. *Nauchnyy vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2012, no. 177, pp. 10–13 (in Russ.).
- [18] Xiangyu Gu, Ciampa P.D., Nagel B. High fidelity aerodynamic optimization in distributed overall aircraft design. *17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conf.*, 2016, no. 2016–3508, pp. 1–19. DOI: 10.2514/6.2016-3508
- [19] Bragin N.N., Bolsunovskiy A.L., Buzoverya N.P., et al. Research on improvement of high lift devices aerodynamics of passenger plane. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal], 2013, vol. 44, no. 4, pp. 1–14 (in Russ.).

[20] Trong T. Bui analysis of low-speed stall aerodynamics of a swept wing with seamless flaps. *34th AIAA Applied Aerodynamics Conf.*, 2016, no. 2016–3720, pp. 1–9. DOI: 10.2514/6.2016-3720

[21] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part 1. The rationale for selecting wing geometry and the calculation of airloads. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building], 2016, no. 11(680), pp. 86–98 (in Russ.).

DOI: 10.18698/0536-1044-2016-11-86-98

Mikhaylovskiy K.V. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Baranovski S.V. — post-graduate student, Assistant Lecturer, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Determining Aerodynamic Loads Affecting an Aircraft Wing During Parametric Modelling Taking the Main Airliner Components into Account. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 5, pp. 15–28 (in Russ.).

DOI: 10.18698/0236-3941-2018-5-15-28