

doi: 10.32620/oikit.2019.86.09

УДК 629.735.33-521

В. С. Долгих

ОПТИМИЗАЦИЯ НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»
ГП «Антонов»*

Проведен анализ оптимизации носовой части фюзеляжа с точки зрения аэродинамики ЛА при создании беспилотного транспортного самолета. Рассмотрено обеспечение высокого аэродинамического совершенства самолета, которое нельзя выполнить без надлежащего выбора формы и оптимальных параметров фюзеляжа, определяющих взаимную интерференцию элементов самолета. При проведении данного анализа улучшения обтекания носовой части фюзеляжа потоком в полете было рассмотрено три варианта исполнения: 1) прототип для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов; 2) с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа "ракета"; 3) предположительно оптимальный вариант на основе результатов предыдущих расчетов. Были рассчитаны аэродинамические характеристики трёхмерных моделей фюзеляжей для натуральных чисел Рейнольдса (натуральный размер модели) с помощью программного комплекса ANSYS. Для этих моделей в ANSYS ICEM CFD были построены три расчетные сетки. Вариант с реализацией кабины экипажа изначально имеет наибольшее сопротивление из рассмотренных вариантов, т.е. в первом варианте реализуется существенная зона торможения, и не менее существенная зона разгона потока существует в месте перехода на цилиндрическую часть. Вариант с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа "ракета" имеет меньшую зону торможения и меньше разогнанный поток на переходе в цилиндрическую часть, соответственно, меньшее сопротивление, чем в первом случае. Оптимальный вариант, выполненный на основе результатов предыдущих расчетов, несмотря на обширную зону разгона в месте перехода носовой части на цилиндрическую, показал наименьшее сопротивление, соответственно, он является лучшим из рассмотренных вариантов. Это также подтверждается сравнением линий тока по поверхности носовой части. Приведены линии тока в случае расчета при угле атаки 8° , на котором отчетливо видна разница по коэффициенту C_x .

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА); симметричная носовая часть, зона торможения; трёхмерная модель фюзеляжа; прототип для отработки САУ.

Введение

Высокое аэродинамическое совершенство самолета нельзя обеспечить без надлежащего выбора формы и оптимальных параметров фюзеляжа, определяющих взаимную интерференцию элементов самолета [1].

При докритических числах M сопротивление фюзеляжей, близких к телам вращения, определяется главным образом поверхностным трением (85 ... 90% от полного сопротивления фюзеляжа) и незначительно – сопротивлением давления. Сопротивление трения фюзеляжей для практических целей может быть оценено сопротивлением эквивалентного тела вращения такого же удлинения при заданном числе Re . Для фюзеляжей, заметно отличающихся от тел вращения, составляющая сопротивления давления возрастает, однако сопротивление трения их также можно оценить коэффициентом сопротивления тела вращения [2].

Величина $M_{кр}^*$ фюзеляжа определяется в основном удлинением и формой его носовой части, поэтому меридиональные обводы и удлинение носовой части должны быть выбраны такими, чтобы обеспечить высокое число $M_{кр}^*$ и малое волновое сопротивление. Для обводов носовой части фюзеляжа дозвукового и околозвукового самолетов можно пользоваться кривой (см. рис. 1 и табл. 1).

Таблица 1

Параметры кривой обводов носовой части фюзеляжа околозвукового самолета

$\bar{x}, \%$	0.5	1	2.5	5	10	15	20	30
$\bar{y}, \%$	+	14,4	22,6	31,5	48,7	52,8	60,2	71,5
$\bar{x}, \%$	40	50	60	70	80	90	100	-
$\bar{y}, \%$	80,1	86,7	91,8	95,5	98	99,5	100	-

Здесь

$$\bar{y} = \frac{y}{y_n} \times 100; \quad \bar{x} = \frac{x}{x_n} \times 100.$$

Для околозвуковых самолетов

$$l_n \cong (2,0 \dots 3,0) D_\phi,$$

где l_n – длина носовой части;

D_ϕ – диаметр миделя фюзеляжа [3].

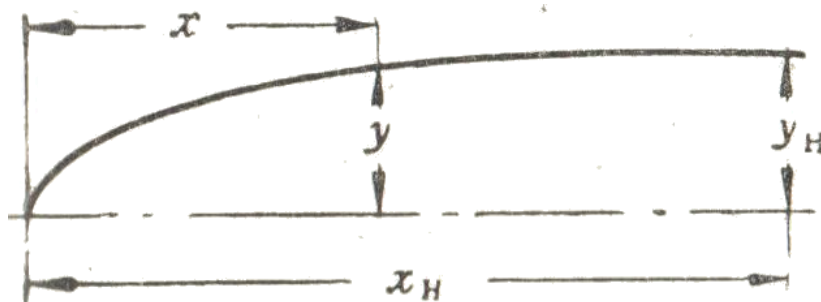


Рис. 1. Кривая обводов носовой части фюзеляжа околозвукового самолета

Исследования показывают, что коэффициенты сопротивления фюзеляжей $C'_{x\phi}$ (здесь и далее при вычислении этих коэффициентов аэродинамические нагрузки относились к скоростному напору и площади миделева сечения) с различным удлинением носовой части при числах $M \leq 0,85$ изменяются практически в соответствии с изменением коэффициента турбулентного трения. Зависимости приращения волнового сопротивления $\Delta C'_{x\phi волн} = \int (M)$ при

$\lambda_{нч} = const$ и $\Delta C'_{x\phi} = \int(\lambda_{нч})$ при $M = const$ изображены на рис. 2. Исследования показали, что сжимаемость воздуха не оказывает существенного влияния на характеристики подъемной силы и момента тангажа изолированных фюзеляжей с различным удлинением носовой части.

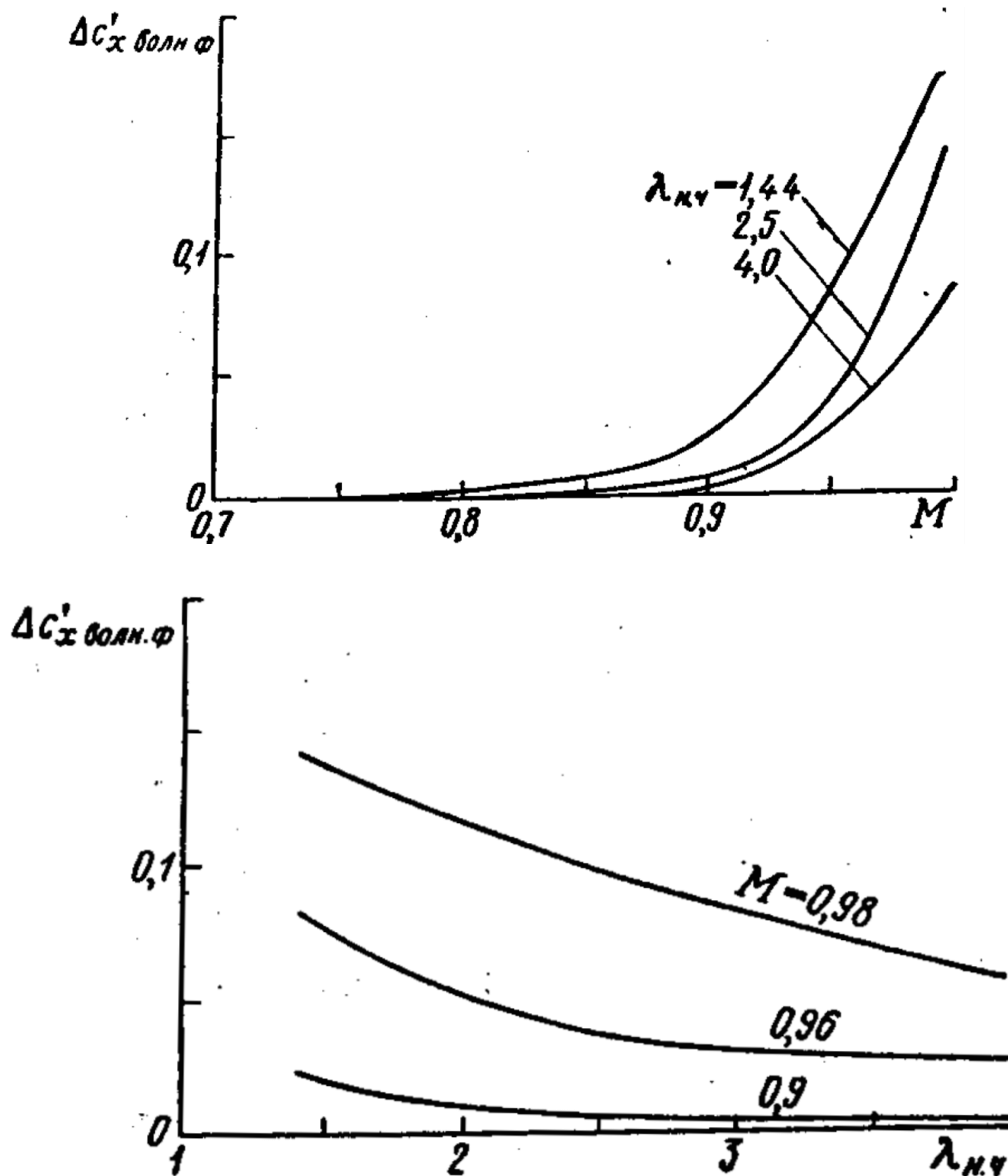


Рис. 2. Зависимость приращения волнового сопротивления от удлинения носовой части фюзеляжа $\Delta C'_{x\phi} = \int(\lambda_{нч})$ при различных числах M

Для улучшения обтекания носовой части фюзеляжа потоком в полете было рассмотрено три варианта исполнения:

- 1 – вариант с реализацией кабины экипажа;
- 2 – с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа "ракета";
- 3 – предположительно, оптимальный вариант на основе результатов предыдущих расчетов.

На рис. 3 для сравнения изображены сечения в ПСС всех трех вариантов исполнения носовой части фюзеляжа.

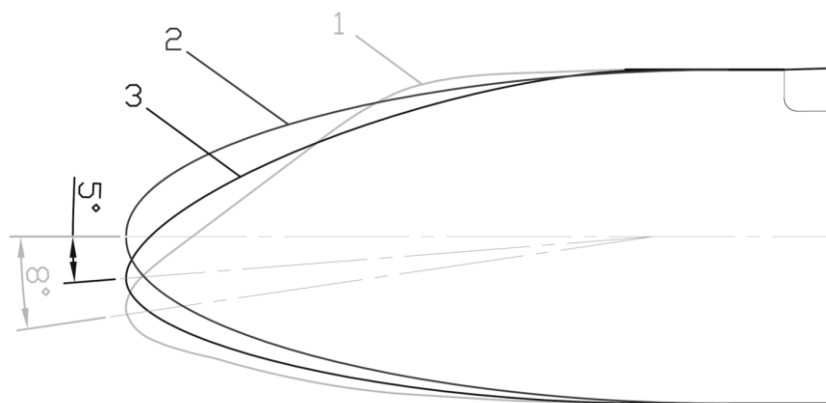


Рис. 3. Сечения в ПСС трех вариантов исполнения носовой части фюзеляжа:
1 – вариант с реализацией кабины экипажа; 2 – вариант с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа «ракета»;
3 – оптимальный вариант

Метод конечных элементов позволяет значительно сократить затраты при разработке новых изделий, так как даёт возможность существенно уменьшить объемы или даже полностью отказаться от дорогостоящих трубных испытаний, кроме того с помощью метода конечных элементов можно в сравнительно короткие сроки оценить характеристики разных вариантов конструкций и выбрать наилучшую.

Для проведения расчетов использовали программный комплекс ANSYS.

Решение

Расчет аэродинамических характеристик 3D моделей фюзеляжей выполняли для натуральных чисел Рейнольдса (натуральный размер модели).

Для этих моделей в ANSYS ICEM CFD были построены три расчетные сетки объемом ~1.4 млн. гексаэдрических элементов каждая (см. рис. 4–6).

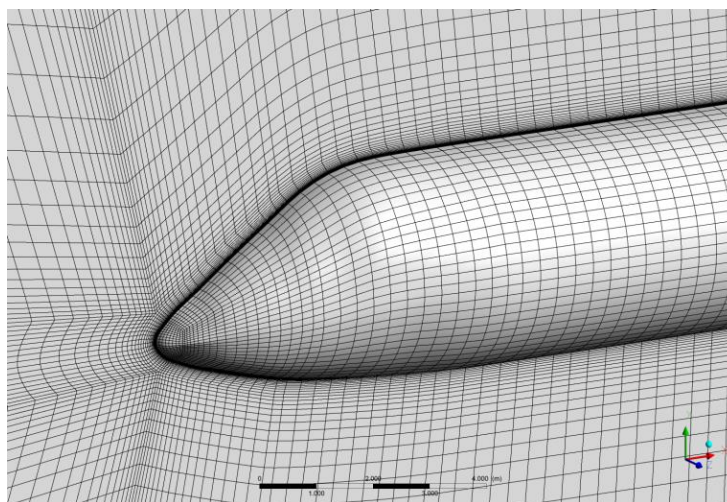


Рис. 4. Расчетная сетка прототипа для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов

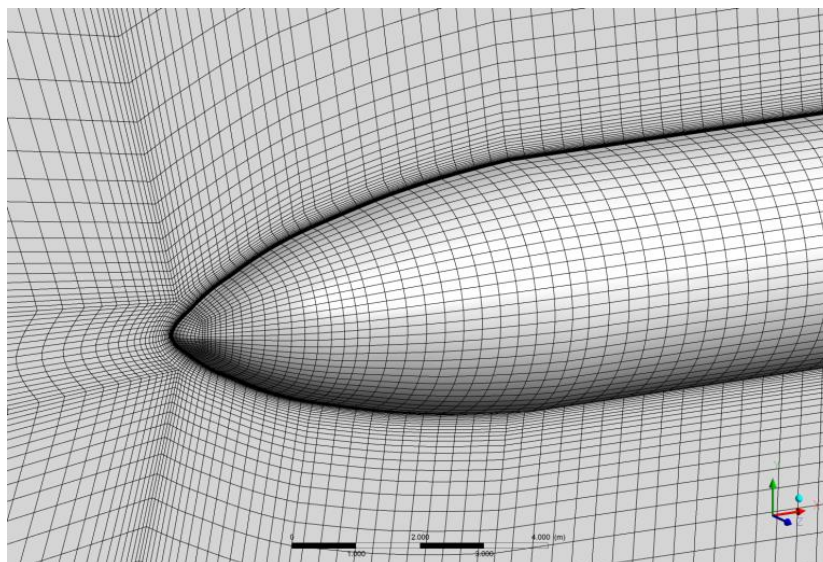


Рис. 5. Расчетная сетка с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа "ракета"

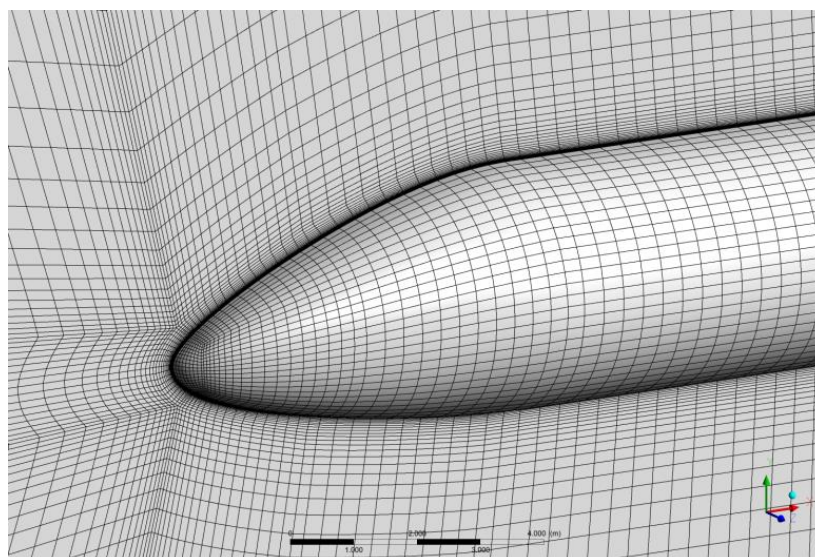


Рис. 6. Расчетная сетка предположительно оптимального варианта на основе результатов предыдущих расчетов

В основе расчетной методологии ANSYS CFD находится решение уравнений Навье–Стокса методом конечных объемов. В настоящее время такой подход является одним из самых точных методов решения подобных задач.

Ввиду ограниченности ресурсов было принято решение рассматривать только фюзеляж, поскольку формоизменение носовой части мало влияет на обтекание остальных частей компоновки.

Результат

Все расчеты проводили в режиме крейсерского полета ($M = 0.647$; $K_{\text{крейс}} = 15$) для диапазонов $\alpha = 0 \dots 16^\circ$. Результаты расчетов представлены в табл. 2 и показаны на рис. 7.

Таблица 2

Результаты расчётов аэродинамических характеристик

Параметр	fus_uav1	$S_{\text{OMB1}}=174.8 \text{ м}^2$	fus_uav2	$S_{\text{OMB2}}=175.1 \text{ м}^2$	fus_uav3	$S_{\text{OMB3}}=175.8 \text{ м}^2$
α	CY	CX	CY	CX	CY	CX
0	-0.00314	0.00699	-0.00296	0.00647	-0.00312	0.00645
4	0.00038	0.00691	0.00052	0.00635	0.00034	0.00632
8	0.00599	0.00761	0.00605	0.00704	0.00565	0.00689
12	0.01720	0.00987	0.01736	0.00928	0.01646	0.00906
16	0.03446	0.01454	0.03479	0.01398	0.03350	0.01360

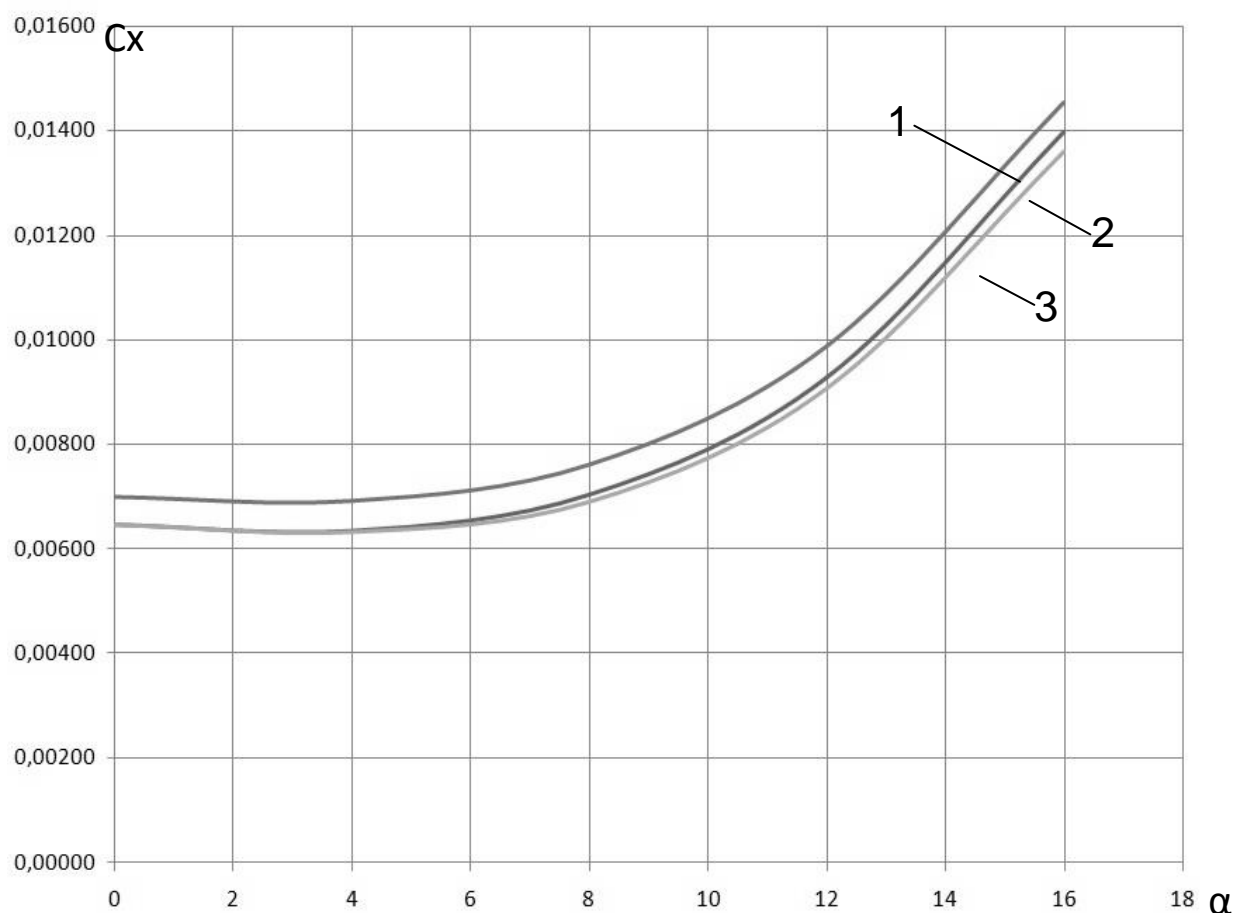


Рис. 7. Результаты расчетов:

- 1 – вариант с реализацией кабины экипажа; 2 – вариант с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа «ракета»;
3 – оптимальный вариант

Как видно из табл. 2 и рис. 7, носовая часть фюзеляжа в варианте для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов изначально имеет наибольшее сопротивление из рассмотренных вариантов. Следовательно, в первом варианте реализуется существенная зона торможения, и не менее существенная зона разгона потока в месте перехода на цилиндрическую часть.

Вариант с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа "ракета" имеет меньшую зону торможения и менее разогнанный поток на переходе в цилиндрическую часть, соответственно, меньшее сопротивление, чем в первом случае.

Вариант, выполненный на основе результатов предыдущих расчетов, несмотря на обширную зону разгона в месте перехода носовой на цилиндрическую часть, показал наименьшее сопротивление и, соответственно, является лучшим из рассмотренных вариантов. Это также подтверждается сравнением линий тока по поверхности носовой части на рис. 10–12.

Линии тока показаны в случае расчета при угле атаки 8° , поскольку на этом угле атаки отчетливо видно разницу между коэффициентами C_x , что отображено на графике на рис. 7.



Рис. 7. Распределение C_p по поверхности носовой части фюзеляжа в варианте для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов

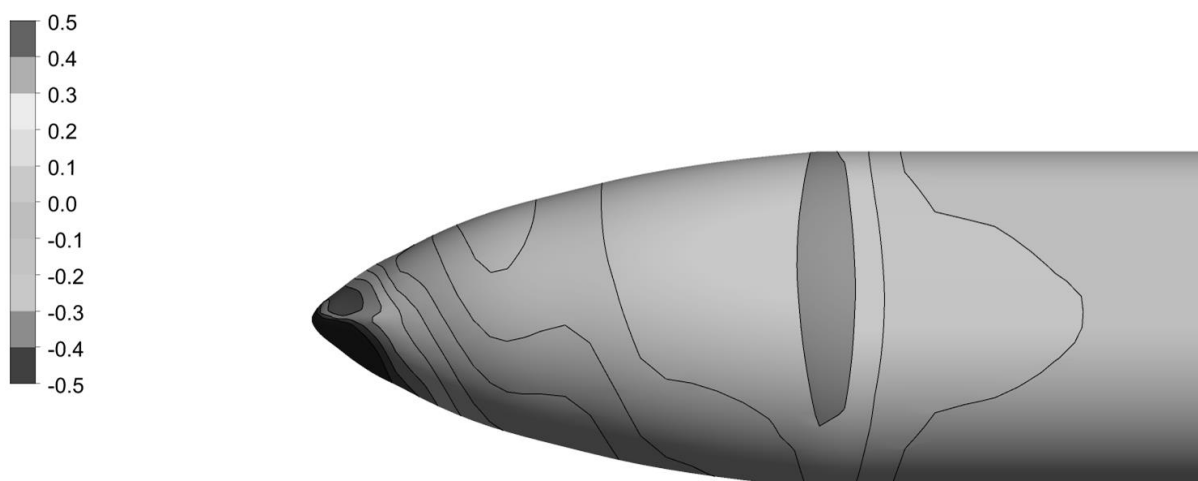


Рис. 8. Распределение C_p по поверхности носовой части фюзеляжа в варианте с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа «ракета»

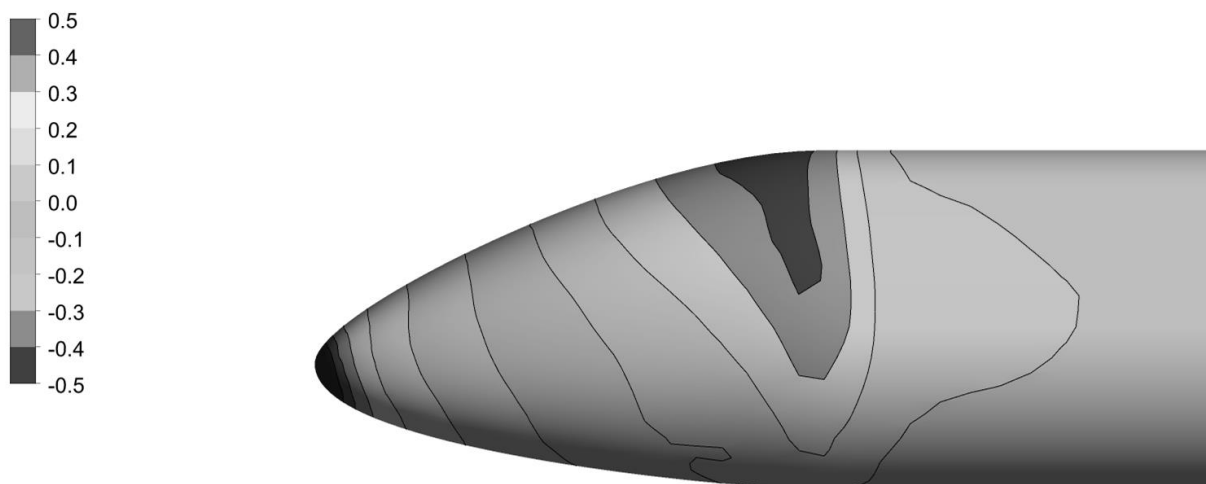


Рис. 9. Распределение C_p по поверхности носовой части фюзеляжа в оптимальном варианте на основе результатов предыдущих расчётов

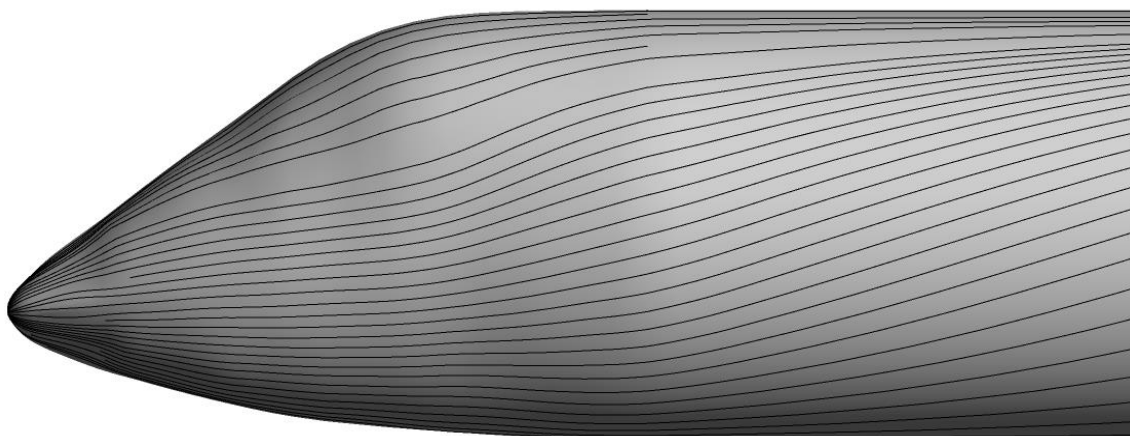


Рис. 10. Линии тока при угле атаки 8° носовой части фюзеляжа в варианте для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов

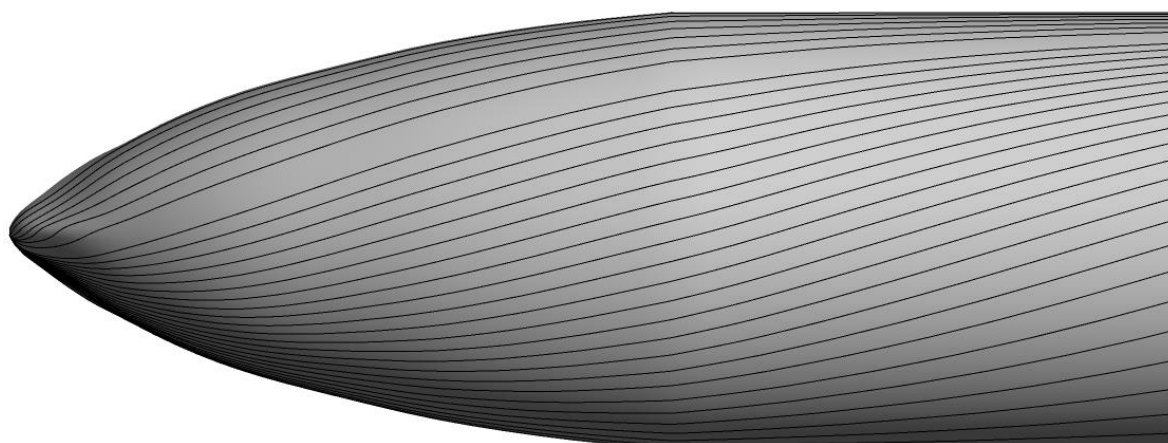


Рис. 11. Линии тока при угле атаки 8° носовой части фюзеляжа в варианте с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа «ракета»

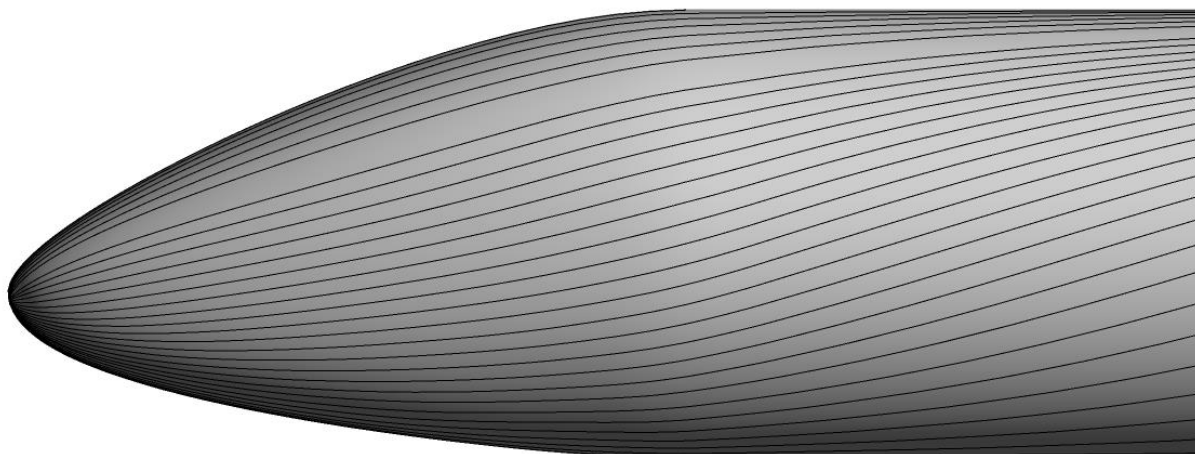


Рис. 12. Линии тока при угле атаки 8° носовой части фюзеляжа в оптимальном варианте на основе результатов предыдущих расчётов

Выводы

1. Проведен анализ оптимизации носовой части фюзеляжа с точки зрения аэродинамики ЛА при создании беспилотного транспортного самолета.

2. Рассмотрено обеспечение высокого аэродинамического совершенства самолета, которое нельзя реализовать без надлежащего выбора формы и оптимальных параметров фюзеляжа, определяющих взаимную интерференцию элементов самолета.

3. Проведен анализ улучшения обтекания носовой части фюзеляжа потоком в полете и рассмотрено три варианта исполнения:

1) прототип для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов;

2) с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа «ракета»;

3) предположительно оптимальный вариант на основе результатов предыдущих расчетов.

4. Рассчитаны аэродинамические характеристики трёхмерных моделей фюзеляжей для натуральных чисел Рейнольдса (натуральный размер модели) с помощью программного комплекса ANSYS. Для этих моделей в ANSYS ICEM CFD были построены три расчетные сетки.

5. Вариант носовой части фюзеляжа в варианте для отработки систем автоматического управления полетом при участии пилотов изначально имеет наибольшее сопротивление из рассмотренных вариантов. Следовательно, в варианте с реализацией кабины экипажа существует значительная зона торможения, а также существенная зона разгона потока в месте перехода на цилиндрическую часть.

6. Вариант с симметричной носовой частью относительно цилиндрической оси фюзеляжа типа "ракета" имеет меньшую зону торможения и менее разогнанный поток на переходе в цилиндрическую часть, соответственно меньшее сопротивление, чем в первом случае.

7. Оптимальный вариант, выполненный на основе результатов предыдущих расчетов, несмотря на обширную зону разгона в месте перехода носовой на цилиндрическую часть, показал наименьшее сопротивление и, соответственно, является лучшим из рассмотренных вариантов. Это также

подтверждается сравнением линий тока по поверхности носовой части. Приведены линии тока в случае расчета при угле атаки в 8° , на этом угле атаки отчетливо видна разница по коэффициенту C_x .

Список литературы

1. Кудрявцев, В. А. Некоторые особенности аэродинамического проектирования скоростного высокоплана [Текст]: доклад / В.А. Кудрявцев. – Москва: Международная конференция «Новые рубежи авиационной науки», 2007. – 268 с.

2. Кудрявцев, В. А. Основные результаты аэродинамического проектирования скоростного высокоплана [Текст]: доклад / В. А. Кудрявцев. – Киев: Нац. авиационный университет, Научно-практическая конференция «Аэродинамика и безопасность полетов», 2007.

3. Аванпроект беспилотного самолета транспортной категории / В.С. Долгих, Т. М. Крамаренко, С. И. Федоров, А. В. Хаустов / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 76. – Х., 2017. – С. 5-16.

Reference

1. Kudrjavcev, V. A. Nekotorye osobennosti ajerodinamicheskogo proektirovanija skorostnogo vysokoplana [Some features of the aerodynamic design of high-speed high-wing airoplane]: report / V. A. Kudrjavcev. – Moscow: International Conference "NEW FRONTIER OF AVIATION SCIENCE", 2007. - 268 p.

2. Kudrjavcev, V. A. Osnovnye rezul'taty ajerodinamicheskogo proektirovanija skorostnogo vysokoplana [The main results of the aerodynamic design of high-speed high-wing airoplane]: report / V. A. Kudrjavcev. – Kiev: National Aviation University, Scientific-practical conference "Aerodynamics and flight safety", 2007.

3. Avanproekt bespilotnogo samoleta transportnoi kategorii [Unmanned Transport Aircraft Concept Development]: V. S. Dolhykh, T. M. Kramarenko, S. I. Fedorov, A. V. Haustov / Kharkov: National Aerospace University "KhAI", 2017. – 5-16p.

Поступила в редакцию 11.11.2019, рассмотрена на редколлегии 12.11.2019

ОПТИМІЗАЦІЯ НОСОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ З ТОЧКИ ЗОРУ АЕРОДИНАМІКИ ЛІТАКА

Проведено аналіз оптимізації носової частини фюзеляжу з точки зору аеродинаміки літака при створенні безпілотного транспортного літака. Розглянуто забезпечення високої аеродинамічної якості літака, яке неможливо здійснити без належного вибору форми і оптимальних параметрів фюзеляжу, що визначають взаємну інтерференцію елементів літака. При проведенні даного аналізу поліпшення обтікання носової частини фюзеляжу потоком у польоті було розглянуто три варіанти: 1) прототип для відпрацювання систем автоматичного управління польотом за участю пілотів; 2) із симетричною носовою частиною щодо циліндричної осі фюзеляжу типу «ракета»; 3) імовірно оптимальний варіант на основі результатів попередніх розрахунків. Проведено розрахунок аеродинамічних характеристик 3D моделей фюзеляжів для

натуральних чисел Рейнольдса (натуральний розмір моделі) за допомогою програмного комплексу ANSYS. Для цих моделей в ANSYS ICEM CFD були побудовані три розрахункові сітки. Наведений варіант носової частини фюзеляжу у варіанті для відпрацювання систем автоматичного управління польотом з участю пілотів спочатку має найбільший опір із розглянутих варіантів, тобто в першому варіанті носової частини фюзеляжу реалізується суттєва зона гальмування, і не менш суттєва зона розгону потоку в місці переходу на циліндричну частину. Наведений варіант із симетричною носовою частиною щодо циліндричної осі фюзеляжу типу «ракета» має меншу зону гальмування і менш розігнаний потік на переході в циліндричну частину, відповідно менший опір, ніж у першому випадку. Варіант, виконаний на основі результатів попередніх розрахунків, незважаючи на велику зону розгону в місці переходу носової на циліндричну частину, показав найменший опір і, відповідно, є кращим із розглянутих варіантів.

Це також підтверджується порівнянням ліній струму по поверхні носової частини. Наведено лінії струму в разі розрахунку при куті атаки в 8° , на цьому куті атаки чітко видно різницю за коефіцієнтом C_x .

Ключові слова: безпілотний літальний апарат (БПЛА); симетрична носова частина, зона гальмування; 3D-модель фюзеляжу; прототип для відпрацювання САУ.

OPTIMIZATION OF THE FUSELAGE NOSE SECTION WITH REGARD TO AIRCRAFT AERODYNAMICS

The paper represents the analysis intended to optimize the fuselage nose section with regard to aircraft aerodynamics in the process of development of an unmanned transport aircraft (UTA). The article deals with provisions of high aerodynamic efficiency that cannot be achieved without proper selection of the shape and optimal fuselage parameters that determine mutual interference of aircraft components and units. When analyzing the flow improvement around the fuselage nose in flight, three fuselage versions were considered listed further: 1) a prototype for testing automatic flight control systems with participation of pilots; 2) a nose symmetrical relative to the fuselage rocket type cylinder axis; 3) a supposedly optimal variant based on the results of previous calculations. The aerodynamic characteristics of 3D fuselage models for positive integer Reynolds numbers (full-scale model) were calculated using the ANSYS software package. Three computational grids were built for these models in ANSYS ICEM CFD. The given version of the fuselage nose section intended for testing automatic flight control systems with participation of pilots initially has the greatest resistance among the considered variants. That is, first variant of the fuselage nose gives substantial braking zone as well as significant flow acceleration zone exists in place where fuselage is transformed into cylindrical part. The variant with the nose section symmetrical relative to the rocket type cylinder axis has smaller braking zone and less dispersed flow in place where fuselage is transformed into cylindrical part and, therefore, it has lower resistance in comparison with the first version. The fuselage execution developed on the basis of the results of previous calculations, despite the extensive acceleration zone at the junction of the nose to the cylindrical part, has shown the least resistance, respectively, and is the best of the considered variants. This is also confirmed by a comparison of streamlines over the nose surface. The

streamlines are given for calculations at angle of attack of 8° ; at this angle of attack, the difference in the coefficient C_x is clearly visible.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV); symmetrical nose, braking zone; 3D model of fuselage; prototype for perfection of automatic flight control system.

Сведения об авторах:

Долгих Вячеслав Сергеевич – аспирант кафедры 103 «Проектирование самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, инженер-конструктор, ГП «Антонов», Украина. e-mail: dolhykh@gmail.com, ORCID 0000-0002-0305-2370

About the Author

Dolgikh Vyacheslav – post-graduate student of the Department of Airplanes and Helicopters Design, National Aerospace University named after M. Ye. Zhukovsky “Kharkiv Aviation Institute”, ANTONOV SE design engineer, Kiev, Ukraine, e-mail: dolhykh@gmail.com, ORCID 0000-0002-0305-2370.