

Научная статья

УДК 519.6

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182661>

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Артем Васильевич Шевченко^{1✉}, Лидия Алексеевна Муравицкая²

^{1,2}Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,

Санкт-Петербург, Россия

¹ vka@mil.ru ✉

Аннотация. В статье представлены особенности получения аэродинамических характеристик типовых беспилотных летательных аппаратов, полученных в результате численного моделирования и экспериментальных исследований, проведенных в дозвуковой аэродинамической трубе. Для представленных случаев и условий наблюдается удовлетворительная сходимость результатов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, аэродинамическая труба, экспериментальные исследования

Для цитирования: Шевченко А.В., Муравицкая Л.А. Численное моделирование аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов на дозвуковых скоростях // Труды МАИ. 2024. № 138. URL:

<https://trudymai.ru/published.php?ID=182661>

Original article

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES AT SUBSONIC SPEEDS

Artyom V. Shevchenko^{1✉}, Lidiya A. Muravitskaia²

^{1,2}Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,
Saint Petersburg, Russia

¹ vka@mil.ru✉

Abstract. The paper presents the features of aerodynamic characteristics studies by computational-experimental of typical unmanned aerial vehicles obtained as a result of numerical modeling and experimental studies conducted in a subsonic wind tunnel.

The computational and experimental study of the drones aerodynamic characteristics were carried out under the conditions $V_\infty=20$ m/s, $T_\infty = 293$ K and $p_\infty = 101.3$ kPa. The angle of attack of the models relative to the flow was varied from 0° to 20° .

The Reynolds-averaged Navier-Stokes equations closed by the $k-\omega$ SST turbulence equations were used in the calculations. Sticking and isothermal conditions were used on the body surface and walls of the working part of the pipe to ensure the adequacy of the simulation.

The modeling was carried out using a structured prismatic finite element mesh consisting of 9.1×10^6 elements (12 elements per boundary layer thickness (parameter $y^+=1.2$)). The results of the calculations showed that the flow of the incoming flow near the models has a

spatial character, and the shape of the model has a significant effect on the pressure distribution over the surface during its motion, hence on its drag force and lift force.

A subsonic wind tunnel T-2 was used for experimental aerodynamic characteristics studies. The unit is equipped with six-component aerodynamic scales 6KVT-2 with threaded model suspension. The technological advantage of the wind tunnel T-2 is the low degree of flow turbulence in the working part (0.2 %), which allows to conduct physical studies of the flow in the boundary layer and in the trace of the model. During the wind tunnel experiments, the drag force and lift force of the models were determined, from which the aerodynamic coefficients and aerodynamic characteristics of the models were obtained. Models without propeller were used in the experiments.

The analysis of the obtained results of calculations and experiments of aerodynamic characteristics of models shows that in general their type corresponds to the standard aerodynamic characteristics of aircraft of corresponding layouts.

Keywords: unmanned aerial vehicle, aerodynamic characteristics, wind tunnel, experimental studies

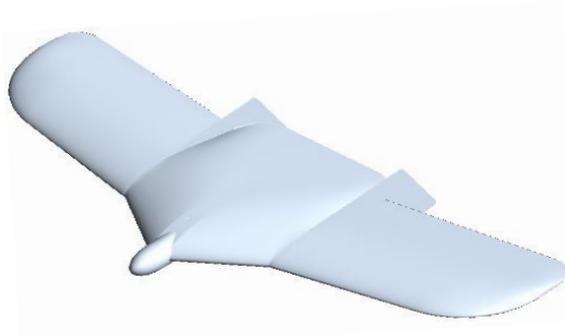
For citation: Sevchenko A.V., Muravitskaia L.A. Computational and experimental studies of aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles at subsonic speeds. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182661>

Введение

При реализации системного подхода к созданию и применению беспилотных летательных аппаратов (БЛА), как сложных изделий авиационной техники, для

эффективной организации работ необходимо разработать теорию и систему автоматизированного проектирования БЛА [1-4]. Объективная необходимость создания таких средств определяется тем, что средства локальной автоматизации проектно-конструкторских работ, применяемые отечественными разработчиками БЛА в настоящее время, позволяют добиться значительного сокращения времени разработки и стоимости БЛА с одновременной оптимизацией формируемых проектных решений. Обязательным условием для получения таких решений является разработка математических моделей. Создание адекватной математической модели возможно при наличии банка данных эталонных аэродинамических характеристиках (АХ) летательных аппаратов, которые, как правило, предоставляет разработчик БЛА после проведения экспериментальных исследований в аэродинамических трубах (АТ). Данные исследования достаточно трудоемки и дороги, поэтому на ранних стадиях проектирования изделия целесообразно с удовлетворительной степенью приближения рассчитывать их с использованием современных пакетов математического моделирования АХ [6,10,15,16].

В статье рассмотрены особенности получения АХ с использованием АТ и расчетных кодов вычислительной гидрогазодинамики, на примере типовых БЛА (рисунок 1) [7].



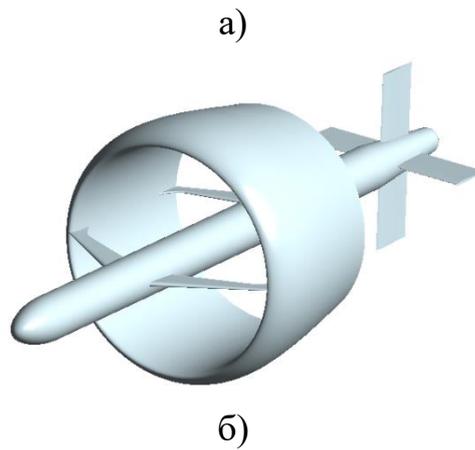


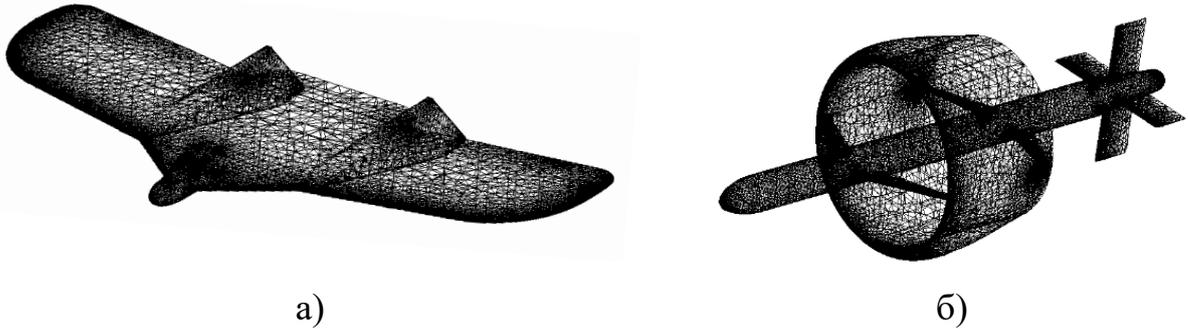
Рисунок 1. – БЛА в рабочей части дозвуковой АТ Т-2:
а) БЛА схемы «летающее крыло»; б) БЛА с кольцевым крылом

Постановка задачи

Экспериментальные исследования АХ БЛА проводились при условиях $V_\infty=20$ м/с, $T_\infty = 293$ К и $p_\infty = 101,3$ кПа. Угол атаки моделей относительно потока изменялся в диапазоне от 0° до 20° .

При проведении численного моделирования были использованы уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, замыкающиеся уравнения турбулентности $k-\omega$ SST [11]. Для обеспечения адекватности моделирования на поверхности тела и стенках рабочей части трубы были использованы условия прилипания и изотермичности.

Моделирование проводилось с использованием структурированной призматической конечно-элементной сетки, состоящей из $9,1 \times 10^6$ элементов (на толщину пограничного слоя приходилось 12 элементов (параметр $y^+=1,2$)). Аппроксимация конечно-элементными сетками моделей БЛА представлена на рисунке 2.



а) б)
Рисунок 2. – Сетка конечных элементов типовых БЛА:
а БЛА схемы «летающее крыло»; б БЛА с кольцевым крылом

Для проведения экспериментальных исследований АХ БЛА была задействована дозвуковая АТ Т-2, которая представлена на рисунке 3.

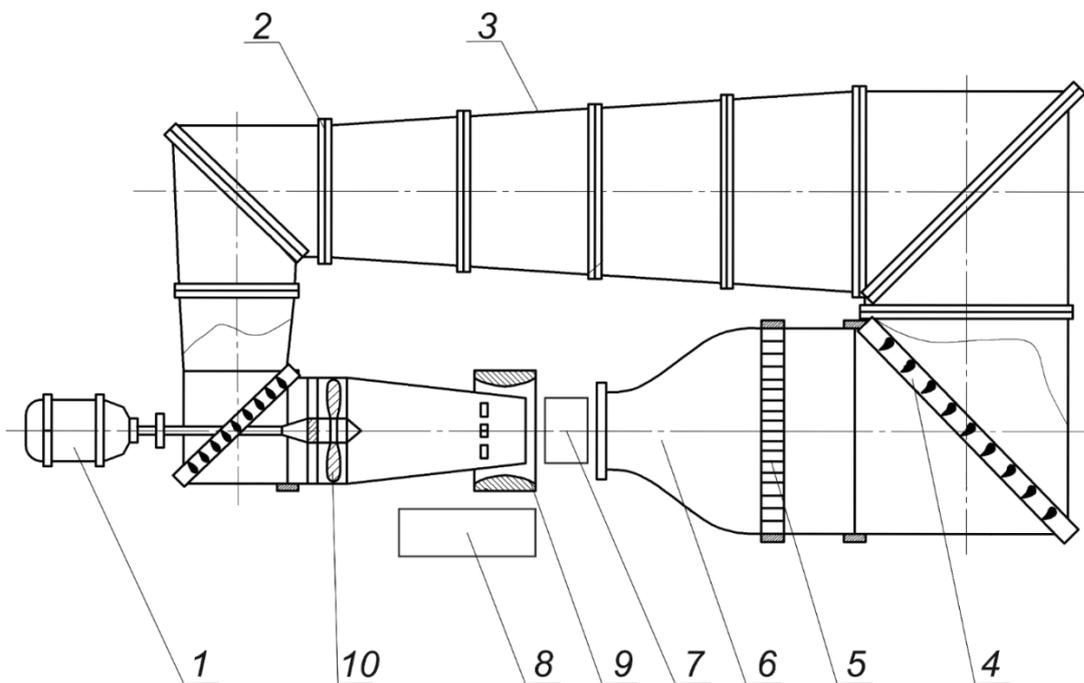


Рисунок 3. – Схема дозвуковой аэродинамической трубы «Т-2»

1 – электродвигатель привода вентилятора; 2 – силовые кольца корпуса; 3 – фанерная обшивка корпуса; 4 – поворотные лопатки; 5 – спрямляющий аппарат (хонейкомб); 6 – сопло; 7 – аэродинамические весы; 8 – пульт управления; 9 – наружное кольцо входного устройства (раструб); 10 – крыльчатка вентилятора.

АТ Т-2 оборудована шестикомпонентными аэродинамическими весами 6КВТ-2 с нитяной подвеской модели (рисунок 4).

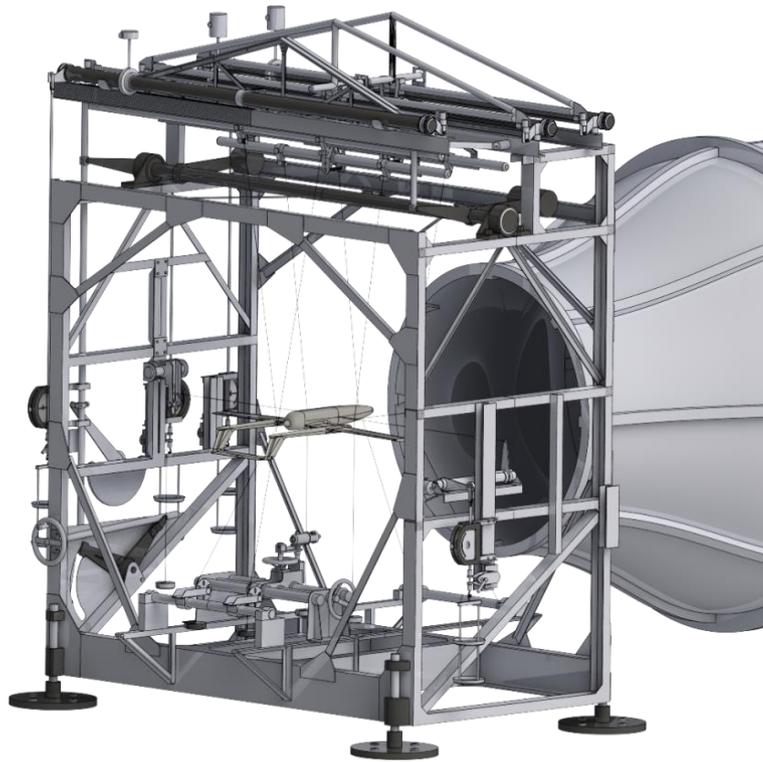


Рисунок 4. – Шестикомпонентные аэродинамические весы 6КВТ-2

АТ является установкой непрерывного действия замкнутого типа с открытой рабочей частью и предназначена для исследования АХ различных моделей на дозвуковых скоростях (таблица 1). Технологическим преимуществом АТ Т-2 является низкая степень турбулентности потока в рабочей части (0,2 %), что позволяет проводить физические исследования течения в пограничном слое и в следе за моделью.

Таблица 1 – Основные характеристики АТ Т-2

Наименование	Обозначение	Величина
Скоростной напор, Па	p_{∞}	до 2500
Продолжительность установившегося течения	τ	непрерывного действия
Диапазон углов атаки модели, град	α	$-30^{\circ} \dots 30^{\circ}$
Размеры рабочей части, м		$0,9 \times 0,9$

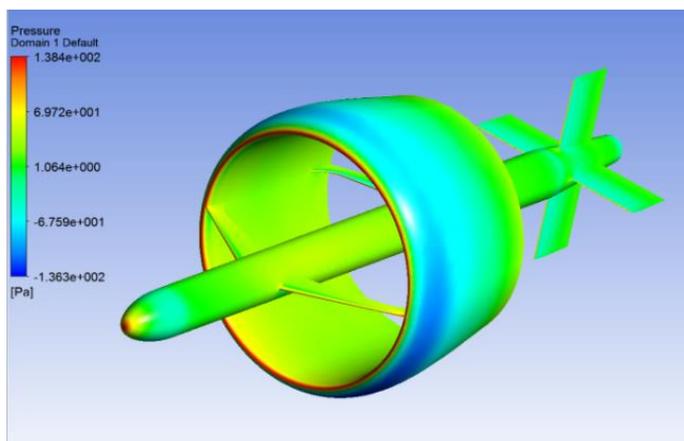
В ходе экспериментов на АТ определялись сила лобового сопротивления и подъемная сила моделей БЛА, с помощью которых были получены аэродинамические коэффициенты и АХ моделей [5, 12-14]. В экспериментах использовались модели без винта.

Масштаб моделей определялся с учетом необходимости выполнения требований допустимого «загромождения» рабочей части трубы.

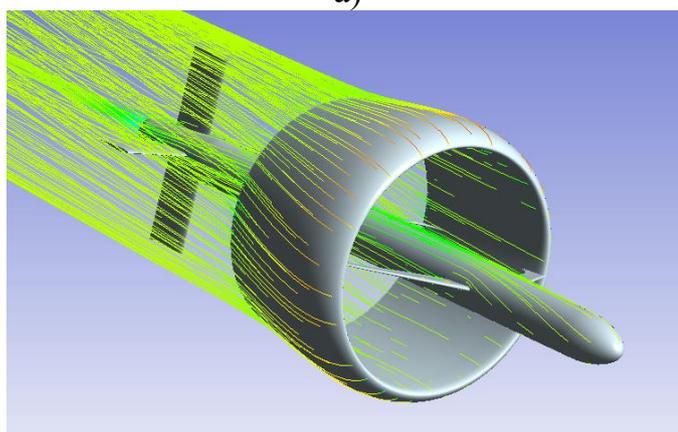
Результаты исследований

В результате выполнения численного моделирования получены интегральные значения распределения давления по поверхности и в плоскости симметрии БЛА, линии тока вблизи и в плоскости симметрии БЛА, а также сила лобового сопротивления и подъемной сила (X и Y). Далее рассчитаны аэродинамические коэффициенты (C_{xa} и C_{ya}) для различных углов атаки [9,17-21].

Распределение давления по поверхности модели БЛА с кольцевым крылом и линии тока (структура течения набегающего потока) представлены на рисунке 5.



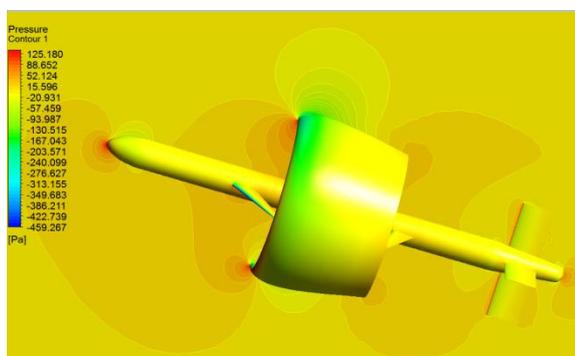
a)



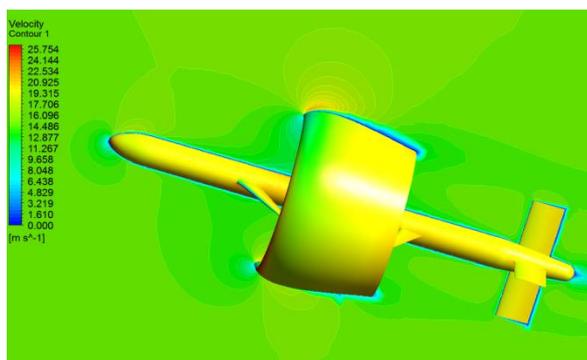
б)

Рисунок 5. – Распределение давления (а) по корпусу БЛА с кольцевым крылом и линии тока (б)

Распределение давления и скорости в плоскости симметрии модели БЛА с кольцевым крылом представлены на рисунке б.



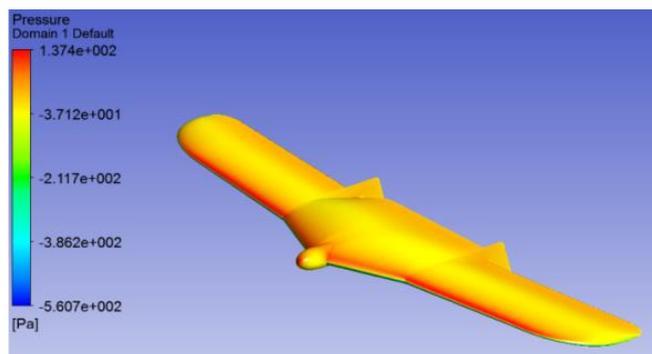
a)



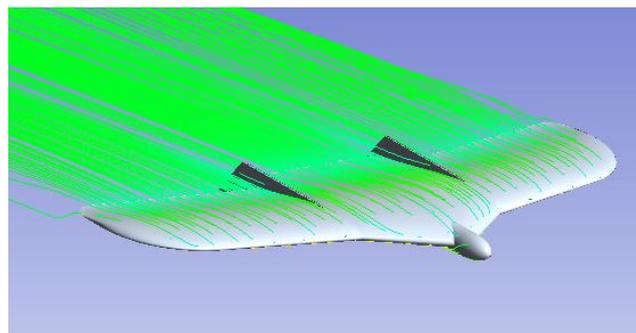
б)

Рисунок 6. – Распределение давления (а) и скорости (б) в плоскости симметрии БЛА с кольцевым крылом

Распределение давления по поверхности модели БЛА схемы «летающее крыло» и линии тока (структура течения набегающего потока) представлены на рисунке 7.



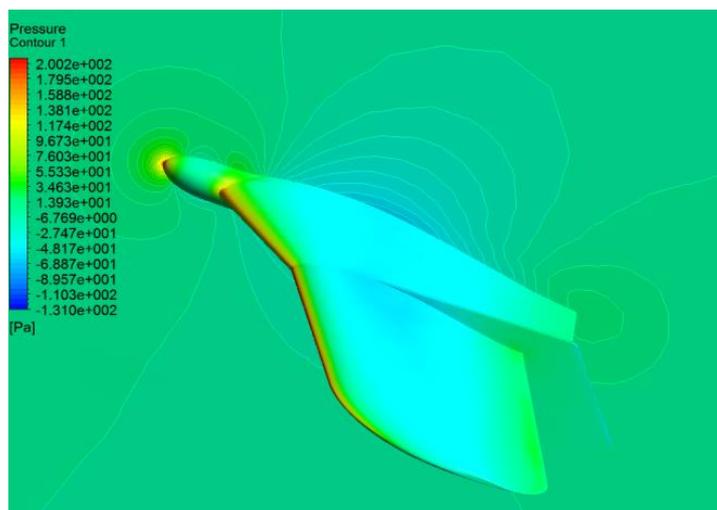
а)



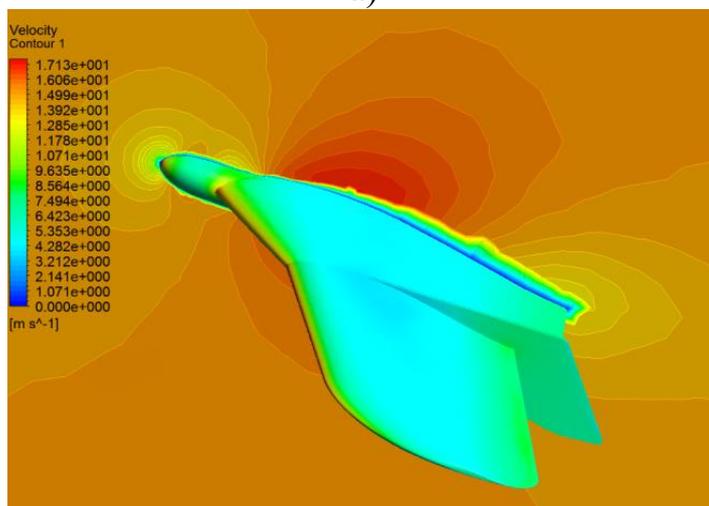
б)

Рисунок 7. – Распределение давления (а) по корпусу БЛА схемы «летающее крыло» и линии тока (б)

Распределение давления и скорости в плоскости симметрии модели БЛА схемы «летающее крыло» представлены на рисунке 8.



a)



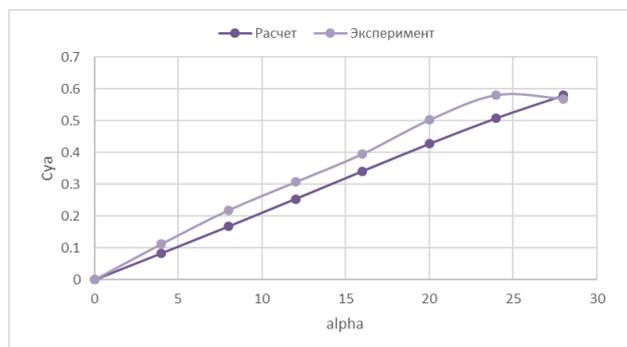
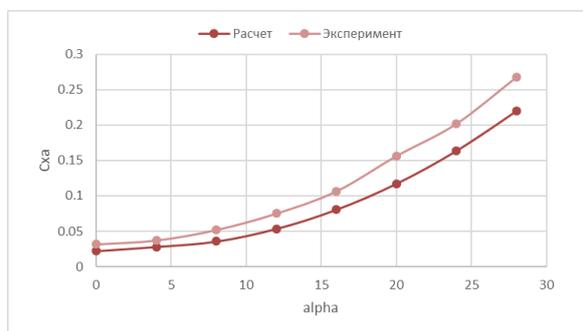
б)

Рисунок 8. – Распределение давления (а) и скорости (б) в плоскости симметрии БЛА схемы «летающее крыло»

Численное моделирование показало, что течение набегающего потока вблизи БЛА имеет пространственный характер, а форма модели оказывает существенное влияние на распределение давления по поверхности при его движении, следовательно, и на его силу лобового сопротивления и подъемную силу.

Аэродинамические характеристики моделей БЛА, полученные с помощью численного моделирования и экспериментальных исследований в АТ Т-2, представлены на рисунках 9 и 10. Относительная погрешность определения

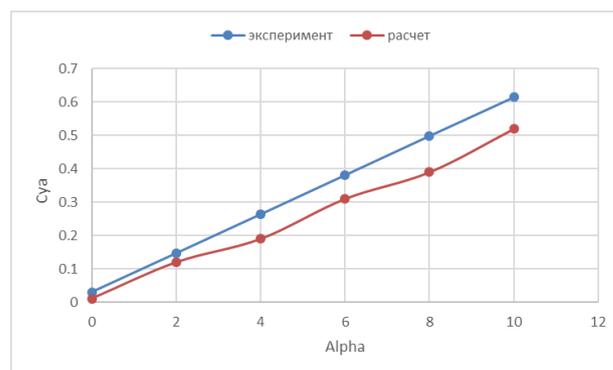
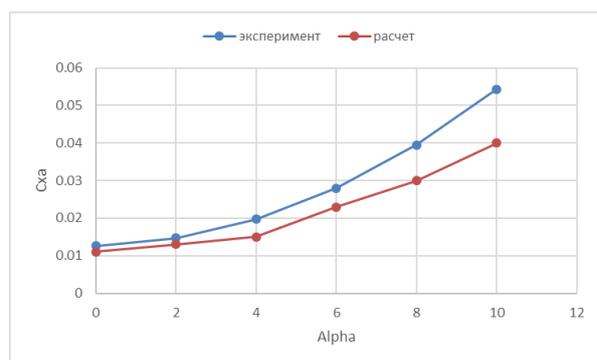
аэродинамических коэффициентов на аэродинамических весах 6КВТ-2 составила 3,6%.



а)

б)

Рисунок 9 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления (а) и подъемной силы (б) от угла атаки для БЛА с кольцевым крылом, полученного экспериментально и численным расчетом



а)

б)

Рисунок 10 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления (а) и подъемной силы (б) от угла атаки для БЛА схемы «летающее крыло», полученного экспериментально и численным расчетом

Рост лобового сопротивления при увеличении угла атаки связан с отрывом потока от верхней поверхности крыла, это приводит к перераспределению сил давления на крыле и росту вихревой составляющей лобового сопротивления.

Анализ зависимостей коэффициента лобового сопротивления и подъемной силы от угла атаки для моделей показывает, что результаты численных расчетов в сравнении с экспериментом дают заниженные значения, особенно при больших

углах атаки (для БЛА с кольцевым крылом при $\alpha \geq 10^\circ$ на 12 % и для БЛА схемы «летающее крыло» при $\alpha \geq 4^\circ$ на 16%). Это связано с правильным разрешением ламинарно-турбулентного перехода, путем выбора корректной модели турбулентности и граничных условий. Данное обстоятельство вносит особенности при исследовании АХ БЛА для больших углов атаки, а именно необходимо экспериментальное подтверждение значений сил, действующих на модели, с использованием дозвуковых АТ.

Выводы

В данной работе было представлено численное моделирование АХ с использованием АТ и расчетных кодов вычислительной гидрогазодинамики, на примере типовых БЛА. Приведенное сравнение результатов расчетов с экспериментами показало удовлетворительное совпадение.

Анализ полученных результатов расчетов и экспериментов АХ моделей БЛА показывает, что в целом их вид соответствуют стандартным АХ летательных аппаратов соответствующих компоновок [8].

При проведении исследований АХ БЛА различных схем, для качественного определения значений сил, действующих на модель, наряду с расчетными методами, необходимо использовать АТ, особенно при больших углах атаки (учет ламинарно-турбулентного перехода). Также полученные результаты экспериментальных исследований рекомендуется использовать в качестве базы данных АХ при проектировании БЛА для предварительной оценки достижения заданных летно-

технических характеристик, а также для верификации результатов численных исследований и разрабатываемых новых математических моделей.

Список источников

1. Бирюк В.В. и др. Аэродинамика и самолетостроение. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 180 с.
2. Фетисов В.С. и др. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние. - Уфа: Фотон, 2014. – 217 с.
3. Афанасьев П.П., Голубев И.С., Новиков В.Н., Парафесь С.Г., Пестов М.Д., Туркин И.К. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. – М.: Изд-во МАИ, 2008. – 656 с.
4. Булат П.В., Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н. Основы аэродинамики беспилотных воздушных судов. – М.: Изд-во «Спутник +», 2021. – 273 с.
5. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1993. – С. 200-202.
6. Головкин М.А., Головкин В.А., Калякин В.М. Вопросы вихревой гидромеханики. - М.: Физматлит, 2009. - 264 с.
7. Гребеников А.Г., Мялица А.К., Парфенюк В.В. и др. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов. - Харьков: Харьковский авиационный институт, 2008. - 377 с.
8. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. - М.: Машиностроение, 1983. - 648 с.

9. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч.2. Методы и средства аэрофизических измерений. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2007. С. 18-22.
10. Kagenov A.M., Kostyushin K.V., Ismailov K.K., Kostyushina N.O., Orlov S.A., Prokhanov S.A. The development of a cloud system for investigation of UAVs aerodynamic characteristics // Journal of Physics Conference Series, 2020, vol. 1488, pp. 012017. DOI: [10.1088/1742-6596/1488/1/012017](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1488/1/012017)
11. Menter F.R., Galpin P.F., Esch T., Kuntz M., Berner C. CFD Simulations of Aerodynamic Flows with a Pressure-Based Method // Paper ICAS 2004–2.4.1, Japan, Yokohoma, 2004.
12. Мойzych Е.И., Завалов О.А., Кузнецов А.В. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой “винт в кольце” // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26557>
13. Бузыкин О.Г., Казаков А.В., Шустов А.В. Численное моделирование аэродинамических характеристик малоразмерного летательного аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. 41. № 5. С. 21-32.
14. Воронич И.В., Колчев С.А., Панчук Д.В., Песецкий В.А., Силкин А.А., Ткаченко В.В., Нгуен Т.Т. Об особенностях аэродинамики малоразмерного летательного аппарата нормальной схемы // Труды МАИ. 2019. № 109. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=111370>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-8](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-8)

15. Брутян М. А., Владимирова Н.А., Потапчик А.В. Влияние волнистости формы профиля на его аэродинамические характеристики при малых дозвуковых скоростях // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 3. С. 39-45.
16. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56884>
17. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, Heat and Mass Transfer 4, Begell House, Inc. 2003.
18. Колюхов И.К. Анализ применения аэродинамической схемы «летающее крыло» на беспилотных летательных аппаратах класса «воздух-поверхность» // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91801>
19. Корнев С.В., Пименов И.А. Численное исследование поля скоростей за крылом при различном расположении горизонтального оперения по высоте // Труды МАИ. 2022. № 123. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=165488>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)
20. Корнев С.В., Артамонова Л.Г. Требования к расчётным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35639>
21. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. - М.: Высшая школа, 1988. – 351 с.

References

1. Biryuk V.V. et al. *Aerodinamika i samoletostroenie* (Aerodynamics and aircraft construction: textbook), Samara, Izd-vo Samarskogo universiteta, 2018, 180 p.
2. Fetisov V.S. et al. *Bespilotnaya aviatsiya: terminologiya, klassifikatsiya, sovremennoe sostoyanie* (Unmanned aviation: terminology, classification, current status), Ufa, Foton, 2014, 217 p.
3. Afanas'ev P.P., Golubev I.S., Novikov V.N., Parafes' S.G., Pestov M.D., Turkin I.K. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Osnovy ustroystva i funktsionirovaniya* (Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of device and operation), Moscow, Izd-vo MAI, 2008, 656 p.
4. Bulat P.V., Dudnikov S.Yu., Kuznetsov P.N. *Osnovy aerodinamiki bespilotnykh vozdushnykh sudov* (Fundamentals of aerodynamics of unmanned aircraft), Moscow, Izd-vo «Sputnik +», 2021, 273 p.
5. Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailyuk A.A. et al. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* (Aerodynamics of aircrafts), Moscow, Mashinostroenie, 1993, pp. 200-202.
6. Golovkin M.A., Golovkin V.A., Kalyakin V.M. *Voprosy vikhrevoi gidromekhaniki* (Vortex hydromechanics issues), Moscow, Fizmatlit, 2009, 264 p.
7. Grebenikov A.G., Myalitsa A.K., Parfenyuk V.V. et al. *Obshchie vidy i kharakteristiki bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (General types and characteristics of unmanned aerial vehicles: reference manual), Khar'kov, Khar'kovskii aviatsionnyi institut, 2008, 377 p.
8. Torenvik E. *Proektirovanie dozvukovykh samoletov* (Design of subsonic airplanes), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 648 p.

9. Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Ch.2. Metody i sredstva aerofizicheskikh izmerenii* (Technique and methods of the aerophysical experiment. Part 2: Methods and means of aerophysical measurements), Novosibirsk, Izd-vo NGTU, 2007, pp. 18-22.
10. Kagenov A.M., Kostyushin K.V., Ismailov K.K., Kostyushina N.O., Orlov S.A., Prokhanov S.A. The development of a cloud system for investigation of UAVs aerodynamic characteristic, *Journal of Physics Conference Series*, 2020, vol. 1488, pp. 012017. DOI: [10.1088/1742-6596/1488/1/012017](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1488/1/012017)
11. Menter F.R., Galpin P.F., Esch T., Kuntz M., Berner C. CFD Simulations of Aerodynamic Flows with a Pressure-Based Method, *Paper ICAS 2004–2.4.1*, Japan, Yokohoma, 2004.
12. Moizykh E.I., Zavalov O.A., Kuznetsov A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 50. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26557>
13. Buzykin O.G., Kazakov A.V., Shustov A.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2010, vol. 41, no. 5, pp. 21-32.
14. Voronich I.V., Kolchev S.A., Panchuk D.V., Pesetskii V.A., Silkin A.A., Tkachenko V.V., Nguen T.T. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111370>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-8](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-8)
15. Brutyan M. A., Vladimirova N.A., Potapchik A.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2013, vol. 44, no. 3, pp. 39-45.
16. Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56884>

17. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. *Ten years of industrial experience with the SST turbulence model*, Heat and Mass Transfer 4, Begell House, Inc. 2003.
18. Konyukhov I.K. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91801>
19. Kornev S.V., Pimenov I.A. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=165488>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)
20. Kornev S.V., Artamonova L.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35639>
21. Krasnov N.F., Koshevoi V.N., Kalugin V.T. *Aerodinamika otryvnykh techenii* (Aerodynamics of detachable flows), Moscow, Vysshaya shkola, 1988, 351 p.

Статья поступила в редакцию 27.07.2024

Одобрена после рецензирования 30.07.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 27.07.2024; approved after reviewing on 30.07.2024; accepted for publication on 25.10.2024