

## ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.Д. Никанорова

rnikanorova@gmail.com

SPIN-код: 8253-0948

Е.В. Заболотская

zaboloskayaev@gmail.com

SPIN-код: 3119-3327

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

---

### Аннотация

Выполнено построение 3D-модели беспилотного летательного аппарата в программном комплексе системы автоматического проектирования SolidWorks. Проведено численное моделирование обтекания этой модели дозвуковым потоком воздуха в дополнительном модуле программного комплекса SolidWorks — Flow Simulation. По результатам моделирования обтекания получены аэродинамические параметры беспилотного летательного аппарата, которые затем пересчитаны в статические аэродинамические характеристики. Выполнена работа по анализу достоверности и определению возможности дальнейшего использования полученных статических аэродинамических характеристик для формирования системы управления и системы стабилизации полета беспилотного летательного аппарата.

### Ключевые слова

SolidWorks, Flow Simulation, беспилотный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, численное моделирование, система управления, система стабилизации, анализ достоверности

Поступила в редакцию 14.02.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

---

**Введение.** Работа посвящена численному расчету аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата. В дальнейшем полученные характеристики будут использоваться в системе управления полетом беспилотного летательного аппарата.

Беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) называют летательные аппараты без экипажа на борту.

Разработка БПЛА — одно из наиболее перспективных направлений развития современной авиации. В армии БПЛА используются для выполнения множества задач, в первую очередь для разведки. Большинство современных «беспилотников» созданы именно для этой цели. БПЛА могут вести радиоэлектронную борьбу с противником, служить в качестве ретранслятора радиосигнала, давать целеуказания наземным войскам. Однако БПЛА используются не только военными, сегодня они активно применяются и в других областях. Их применяют для аэрофотосъемки, патрулирования, геодезических исследований, мониторинга различных объектов, а также для доставки грузов.

Преимуществами БПЛА по сравнению с пилотируемыми самолетами и вертолетами являются:

- значительное снижение габаритных характеристик, что уменьшает стоимость и повышает продолжительность эксплуатации;
- возможность создания небольших малозаметных БПЛА, способных выполнять различные задачи;
- БПЛА способны проводить разведку и передавать информацию с малой задержкой, т.е. практически в режиме реального времени.

Однако наряду с достоинствами у БПЛА имеются и существенные недостатки:

- малая гибкость применения по сравнению с традиционной авиацией;
- не до конца решенные вопросы связи, посадки и спасения БПЛА;
- уровень надежности БПЛА в настоящее время уступает традиционным ЛА.

SolidWorks — программный комплекс систем автоматического проектирования (САПР) для автоматизации работ промышленного предприятия на этапах конструкторской и технологической подготовки производства.

SolidWorks включает в себя базовые конфигурации, а также различные прикладные модули, среди которых представляет интерес дополнительный модуль SolidWorks Flow Simulation.

Модуль SolidWorks Flow Simulation позволяет осуществлять моделирование течения жидкостей и газов, управление расчетной сеткой, расчет по типовым физическим моделям жидкостей и газов, комплексный тепловой расчет, газогидродинамические и тепловые модели технических устройств, нестационарный и нестационарный анализ, расчет вращающихся объектов.

Основные характеристики, требуемые для построения модели. Для получения аэродинамических характеристик БПЛА, используя программный комплекс SolidWorks, мы построим 3D-модель летательного аппарата (ЛА), а затем, применяя дополнительный модуль SolidWorks Flow Simulation, проведем моделирование обтекания потоком воздуха этого ЛА и получим его аэродинамические характеристики [1].

Проводить обдув модели будем дозвуковым потоком, направленным под углом атаки, изменяющимся в пределах  $0...25^\circ$ , тип течения: ламинарное и турбулентное.

Для построения 3D-модели в первую очередь необходимо задаться основными размерами модели:

- длина  $l = 1,5$  м;
- размах крыльев  $w = 1,9$  м;
- высота  $h = 0,156$  м.

При расчете обтекания модели в модуле Flow Simulation были приняты следующие допущения:

- течение ламинарное и турбулентное;
- влажность не учитывается;

- шероховатостью на поверхности модели пренебрегаем;
- интенсивность турбулентности не превышает 0,1 %.

В качестве аэродинамической схемы будем использовать нормальную аэродинамическую схему, а по расположению крыльев выберем среднеплан.

Нормальной (или самолетной) называют аэродинамическую схему, при которой ЛА имеет горизонтальное оперение, расположенное после крыла. Такой выбор аэродинамической схемы обусловлен ее массовым применением в авиации, простотой решения вопросов продольной управляемости и устойчивости при полете [2].

Среднепланом называют схему крепления крыла к фюзеляжу самолета, когда крыло проходит через среднюю часть его сечения. Среднеплан был выбран по причине простоты сопряжения крыла и фюзеляжа, а также из-за использования этой схемы на легких ЛА.

Выбор профиля крыла. Для БПЛА наряду с другими требованиями важна симметрия летных характеристик для прямого и перевернутого полета. Поэтому в их крыльях используются исключительно симметричные профили.

Относительная толщина профиля определяется исходя из предполагаемых чисел Рейнольдса при выполнении фигур. Для классического пилотажа типовая толщина профиля — 12...15 %. Чтобы обеспечить качественное исполнение срывных фигур, таких как «штопор» и «штопорная бочка», носик профиля должен иметь достаточно малый радиус скругления [3, 4].

С учетом вышесказанного был выбран симметричный профиль ЦАГИ  $V_{сим-12\%}$ , его вид показан на рис. 1.

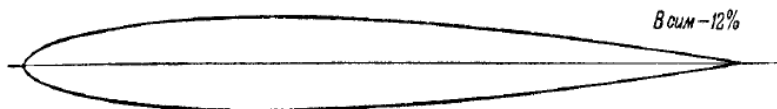
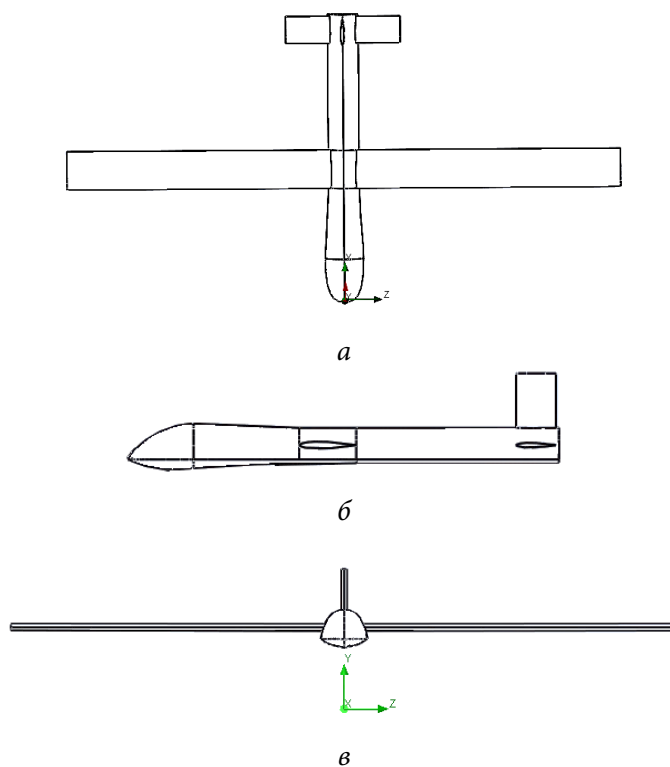


Рис. 1. Вид профиля крыла

Таким образом, у нас есть все необходимое для построения 3D-модели БПЛА, его вид в трех проекциях, выполненный в программе SolidWorks, представлен на рис. 2.

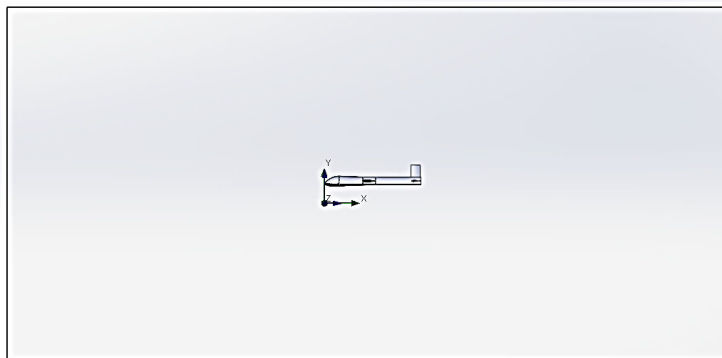
**Расчет аэродинамических характеристик.** Расчет аэродинамических характеристик осуществляется с помощью дополнительного модуля SolidWorks Flow Simulation. В этом модуле выполним моделирование обтекания струей газа этого ЛА и получим его аэродинамические характеристики.

Перед началом расчета необходимо задаться расчетной областью — областью, в которой будет происходить моделирование набегающего потока. Вид расчетной области, используемой в данной работе и полностью удовлетворяющей заданной точности, представлен на рис. 3. Это область, размеры которой в несколько раз превышают размеры исследуемого тела.



**Рис. 2.** БПЛА:

*a* — вид сверху; *б* — вид справа; *в* — вид спереди



**Рис. 3.** Вид расчетной области

Далее необходимо выбрать сетку для расчета потока. Поскольку наибольший интерес для нас представляет поток вблизи исследуемого ЛА, будем вводить не только глобальную сетку (рис. 4), но также зададим локальную сетку вокруг ЛА (рис. 5). Это позволит ввести более точную сетку в наиболее интересной для нас области, при этом не сильно усложняя расчеты, а на границе пересечения локальной и глобальной сеток будет происходить дробление ячеек.

После построения сетки получим сетку с числом ячеек около 1 000 000, что является удовлетворительным для наших расчетов, поскольку значения аэродинамических коэффициентов, полученных с помощью такой сетки, являются достаточно точными.

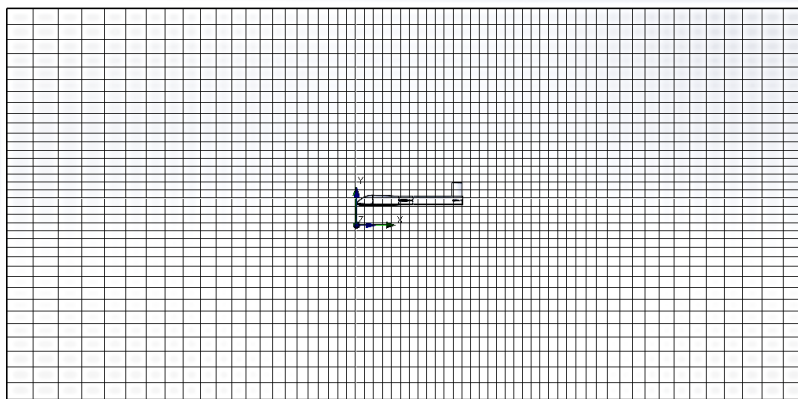


Рис. 4. Вид глобальной сетки

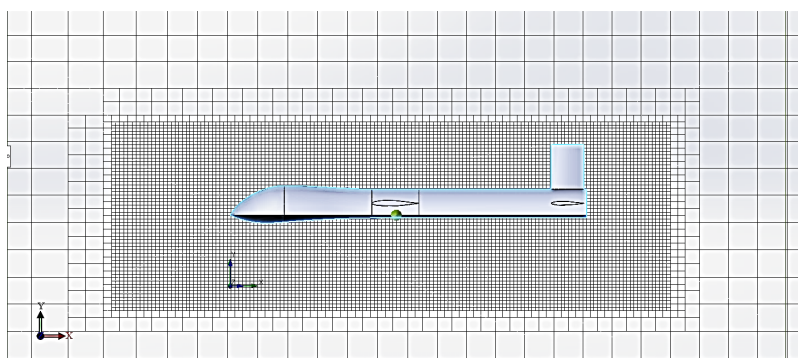


Рис. 5. Вид локальной сетки

Также для моделирования обтекания необходимо задать начальные условия полета. Наибольший интерес для исследования представляет участок полета БПЛА, соответствующий этапу посадки, поэтому параметры атмосферы будем принимать относительно высоты полета равной 0 м (по ГОСТ 4401–81); скорость полета примем равной 50 м/с, будем задавать ее через аэродинамические углы (угол атаки и угол скольжения), тогда, варьируя углы атаки и скольжения, мы сможем получить зависимость различных аэродинамических характеристик от различных углов (табл. 1 и 2).

Результаты расчета. Результаты расчета аэродинамических характеристик в зависимости от угла атаки представлены в табл. 1, а в зависимости от угла скольжения — в табл. 2.

В пакете SolidWorks в модуле Flow Simulation были получены аэродинамические силы и моменты, через которые затем были определены аэродинамические коэффициенты.

Также для расчета аэродинамических коэффициентов необходимо знать:

- скоростной напор  $q = 1531,25 \text{ кг}/(\text{м} \cdot \text{с}^2)$ ;
- площадь крыльев  $S = 0,58 \text{ м}^2$ ;
- характеристическую длину  $l = 1,52 \text{ м}$ ;
- плотность среды на высоте уровня моря  $\rho = 1,225 \text{ кг}/\text{м}^3$ ;
- давление среды на высоте уровня моря  $p = 101325 \text{ Па}$ .

Таблица 1

**Результаты расчета АДХ при разных значениях угла атаки  
(угол скольжения равен нулю)**

$\alpha$ , град	$M_z$ , Н · м	$Y_a$ , Н	$X_a$ , Н	$m_z$	$C_{ya}$	$C_d$	$C_{xa}$	$K$
0,0	-0,46200	-1,480	7,9800	-0,0003	-0,00166	-0,205900	0,008980	-0,1851
2,5	-60,6448	88,460	13,350	-0,0449	0,099599	0,451044	0,015028	6,6274
5,0	-123,039	177,76	14,820	-0,0911	0,200149	0,455377	0,016688	11,993
7,5	-139,578	199,03	31,070	-0,1034	0,224106	0,461366	0,034984	6,4059
10,0	-187,365	272,59	44,750	-0,1388	0,306923	0,452212	0,050385	6,0916
12,5	-154,050	211,16	71,860	-0,1141	0,237756	0,479968	0,080916	2,9383
15,0	-189,655	255,73	87,440	-0,1405	0,287949	0,487901	0,098452	2,9248
17,5	-222,312	292,94	111,08	-0,1647	0,329846	0,499269	0,125075	2,6372
20,0	-243,648	310,81	140,65	-0,1805	0,349959	0,515737	0,158370	2,2097
22,5	-293,989	383,35	168,70	-0,2178	0,431644	0,504530	0,189955	2,2724
25,0	-310,402	382,10	214,33	-0,2299	0,430234	0,534444	0,241331	1,7828

Таблица 2

**Результаты расчета АДХ при разных значениях угла скольжения  
(угол атаки равен нулю)**

$\beta$ , град	$M_y$ , Н · м	$Z_a$ , Н	$X_a$ , Н	$m_y$	$C_{za}$	$C_d$	$C_{xa}$	$K$
0,0	-15,5254	22,6782	8,7110	-0,0115	0,025535	0,450392	0,009809	2,6032
2,5	-17,3968	24,4862	10,823	-0,0129	0,027571	0,467417	0,012186	2,2624
5,0	-17,6869	24,3064	13,170	-0,0131	0,027368	0,478726	0,014830	1,8455
7,5	-16,1499	21,8318	15,253	-0,0120	0,024582	0,486672	0,017174	1,4313
10,0	-13,6813	18,0355	17,530	-0,0101	0,020307	0,499063	0,019738	1,0288

По полученным зависимостям коэффициентов аэродинамических сил от угла атаки (рис. 6, 7) можно определить, что наилучшие значения аэродинамических характеристик (коэффициенты аэродинамического момента и подъемной силы) достигаются при углах атаки меньше или равных  $10^\circ$ .

На графической зависимости коэффициента подъемной силы (см. рис. 7) при угле атаки около  $12^\circ$  можно увидеть, что происходит локальный срыв потока, а затем коэффициент подъемной силы снова увеличивается, достигая своего максимального значения при угле атаки равным примерно  $23^\circ$ .

Коэффициент лобового сопротивления с увеличением угла атаки и угла скольжения (рис. 8, 9) также увеличивается практически линейно.

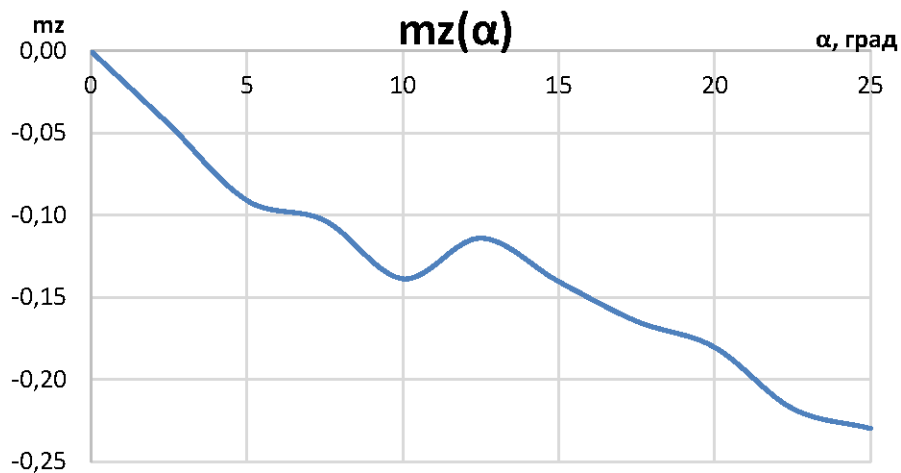


Рис. 6. График коэффициента аэродинамического момента от угла атаки

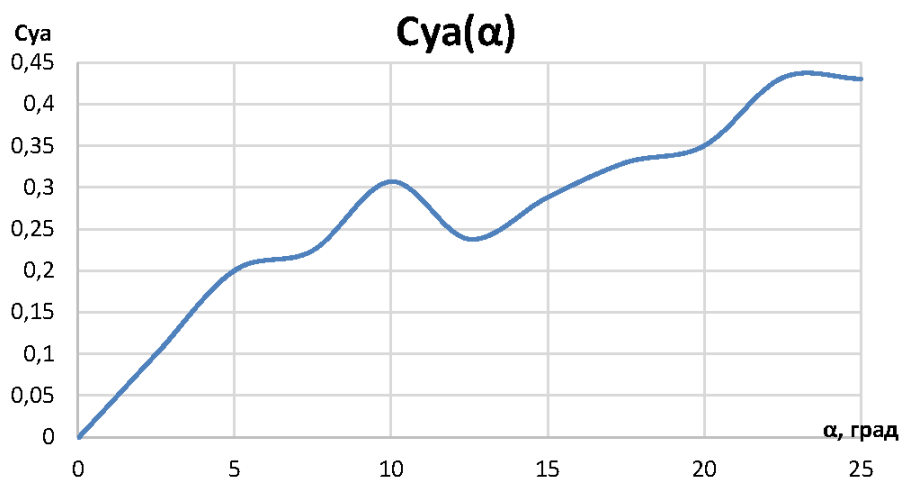


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

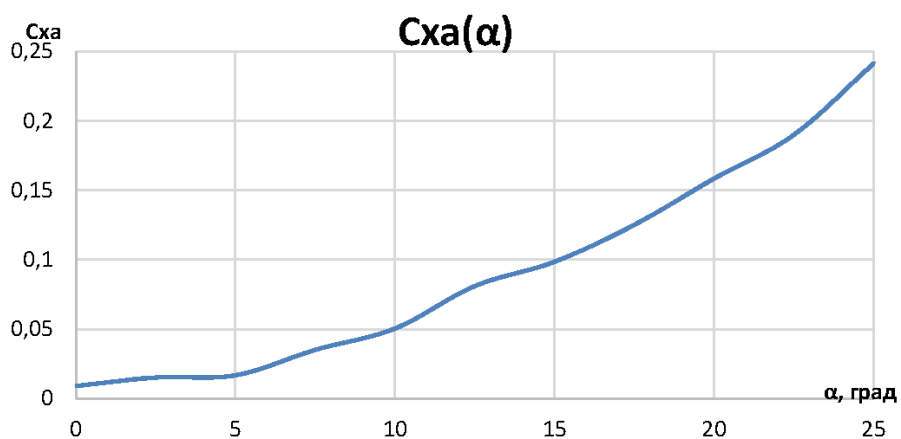


Рис. 8. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки

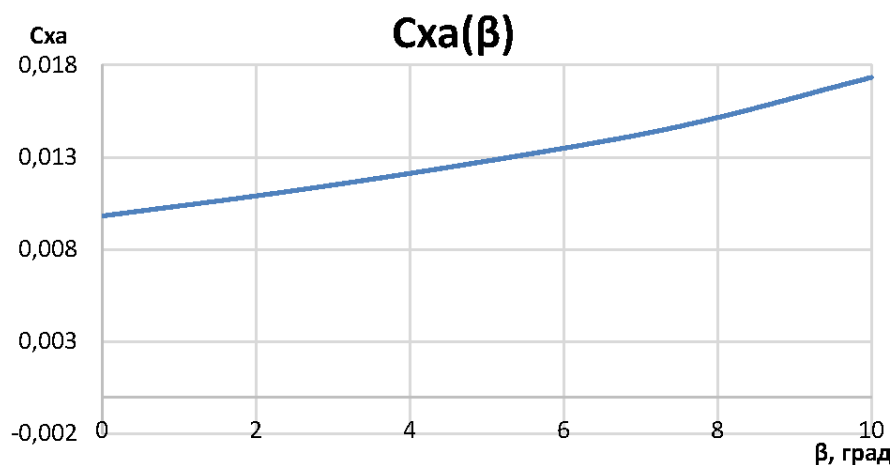


Рис. 9. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла скольжения

Также, сравнивая зависимость аэродинамического качества от углов атаки (рис. 10) и скольжения (рис. 11), можно увидеть, что влияние угла атаки на аэродинамическое качество ЛА на порядок выше влияния угла скольжения, а также видно, что с увеличением значения угла скольжения качество меняется незначительно.

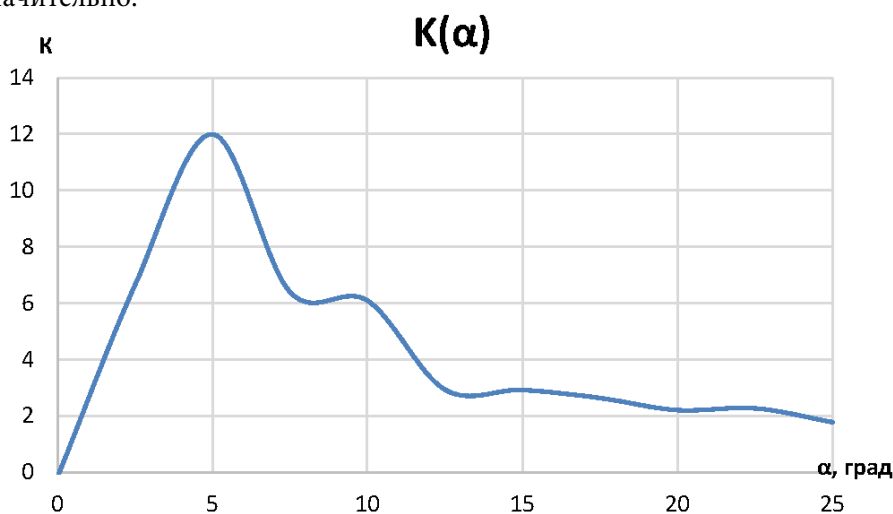


Рис. 10. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Коэффициент давления ЛА (рис. 12, 13) незначительно растёт при увеличении угла скольжения, т. е. можно сказать, он постоянен с допустимой погрешностью (кроме значений при нулевых углах атаки и скольжения), что свидетельствует о правильности расчетов.

Анализируя графики боковой силы от угла скольжения (рис. 14) и момента крена от угла скольжения (рис. 15) можно увидеть, что они, с поправкой на некоторый коэффициент, зеркальны и повторяют друг друга, что также показывает правильность проведенных расчетов.



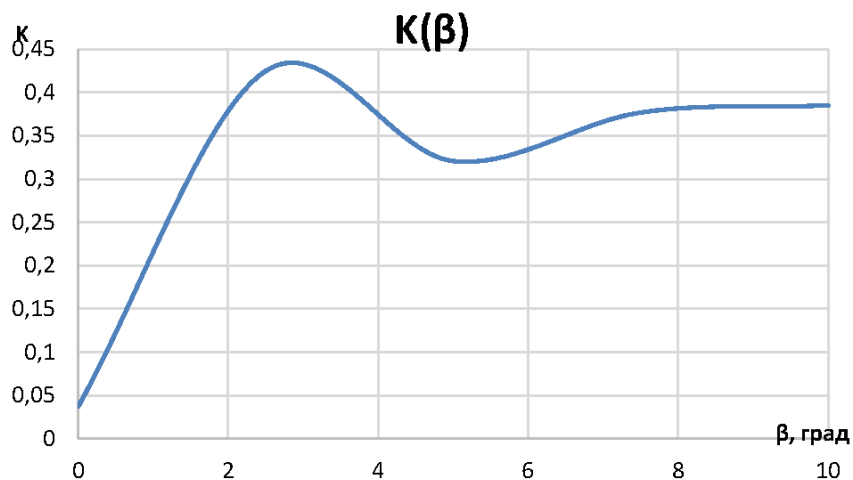


Рис. 11. Зависимость аэродинамического качества от угла скольжения

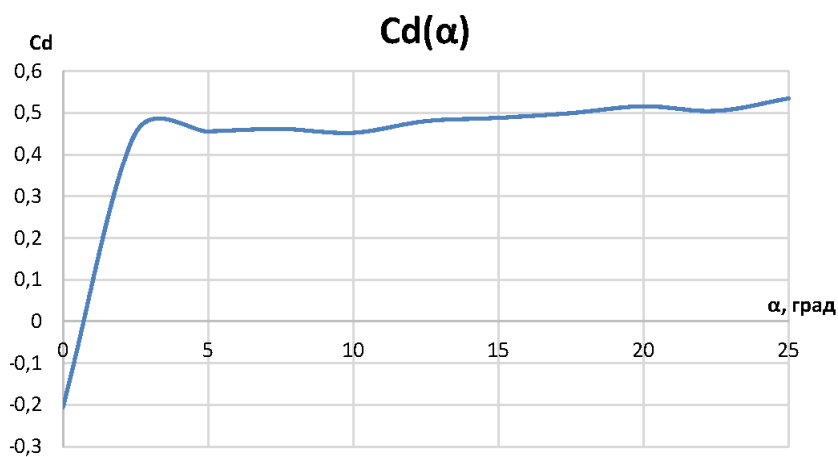


Рис. 12. Зависимость коэффициента центра давления от угла атаки

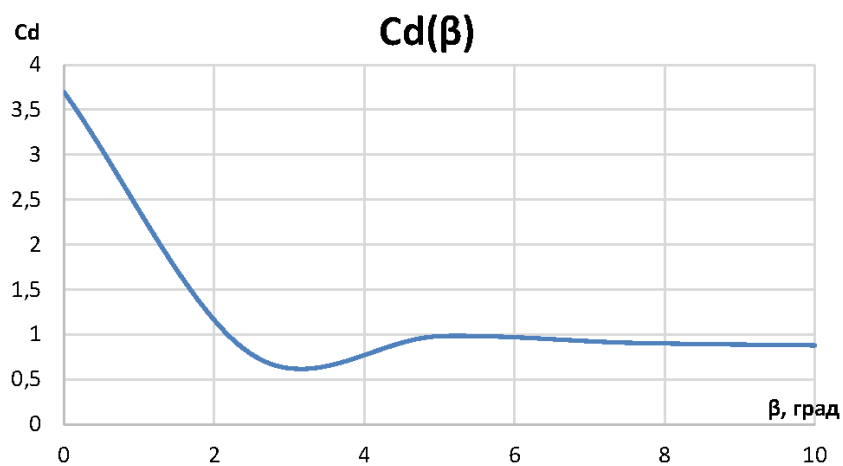


Рис. 13. Зависимость коэффициента центра давления от угла скольжения

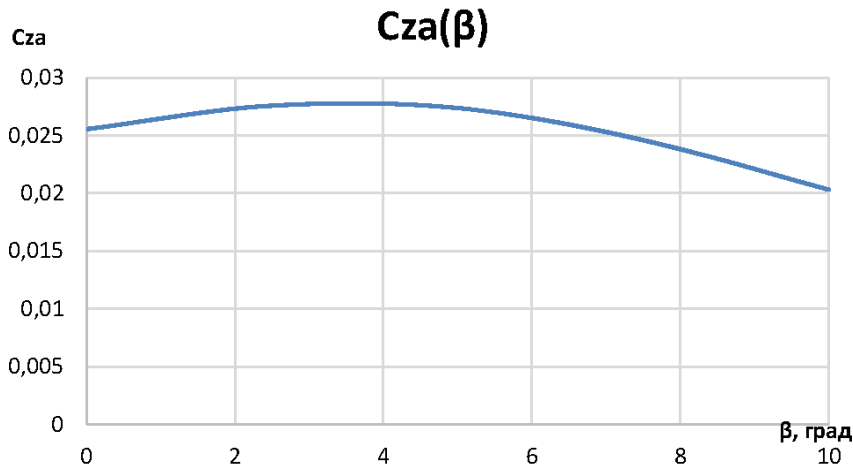


Рис. 14. Зависимость коэффициента боковой силы от угла скольжения

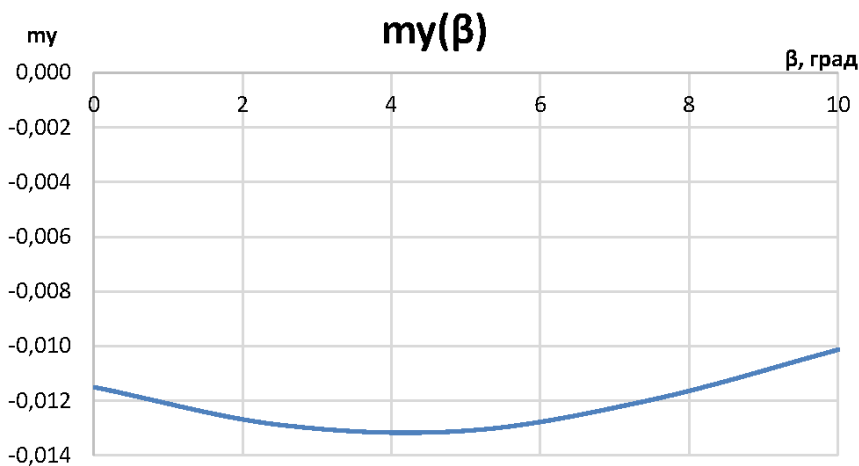


Рис. 15. Зависимость коэффициента аэродинамического момента от угла скольжения

Таким образом, мы получили все необходимые статические аэродинамические характеристики ЛА, которые требуются для подстановки в закон управления [5–7]. Также необходимо найти динамические характеристики рассматриваемого БПЛА.

**Заключение.** В данной статье построена модель беспилотного летательного аппарата, а также получены ее аэродинамические характеристики; для этого был использован программный пакет SolidWorks, а также его модуль — Flow Simulation.

По заданным условиям были выбраны наилучшая схема компоновки БПЛА и положение его крыльев относительно корпуса. Также был произведен обдув полученной модели БПЛА при изменении углов атаки и скольжения, были получены аэродинамические характеристики ЛА [8, 9].

После нахождения аэродинамических характеристик БПЛА были проанализированы полученные графические зависимости АДХ от угла атаки и угла скольжения, определены летные и критические углы атаки.

В заключение можно сказать, что выполненные в статье расчеты аэродинамических характеристик БПЛА крайне важны для дальнейшего взаимодействия с разработанной моделью ЛА. Полученные коэффициенты аэродинамических сил и моментов, а также рассчитанные с помощью них динамические коэффициенты ЛА войдут в дальнейшем смоделированную систему стабилизации и систему управления ЛА [10].

### Литература

- [1] Илюхин С.Н., Беневольский С.В., Грабин В.В. Формирование облика зенитной управляемой ракеты и динамический анализ её системы управления. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.
- [2] Калугин В.Т., Голубев А.Г., Епихин А.С. Аэродинамика. М., МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.
- [3] Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние стреловидности стабилизаторов на аэродинамическое качество и статическую устойчивость беспилотного летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-1-1838 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/ahttp/1838.html>
- [4] Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние угла стреловидности на изменение аэродинамических характеристик крыла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 2. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1735 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/ahttp/1735.html>
- [5] Илюхин С.Н., Топорков А.Г., Корянов В.В. и др. Актуальные аспекты разработки системы управления перспективными беспилотными летательными аппаратами. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-9-1450 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html>
- [6] Илюхин С.Н. Синтез системы наведения и контура стабилизации методом ЛАХ на примере произвольной модели ЗУР. *Молодежный научно-технический вестник*, 2012, № 7. URL: <http://ainsnt.ru/doc/467279.html>
- [7] Калиновский Т.А., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Использование функционального упреждения для повышения эффективности систем самонаведения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 10. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-10-1812 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1812.html>
- [8] Лысенко Л.Н. Наведение баллистических ракет. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [9] Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. М., Машиностроение, 2005.
- [10] Платунова А.В., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Особенности формирования адаптивных законов управления высокоточными летательными аппаратами. *Инженерный вестник*, 2016, № 10. URL: <http://engsi.ru/doc/851360.html>

**Никанорова Маргарита Дмитриевна** — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Заболотская Елизавета Владимировна** — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Илюхин Степан Николаевич, старший преподаватель кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

## NUMERAL CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS UNMANNED AERIAL VEHICLE

M.D. Nikanorova

rnikanorova@gmail.com

SPIN-code: 8253-0948

EV. Zabolotskaya

zaboloskayaev@gmail.com

SPIN-code: 3119-332770

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

### Abstract

*The paper is concerned with the construction of a 3D model of an unmanned aerial vehicle in the software package of the automated design system SolidWorks. The authors carried out a numerical simulation of subsonic airflow around this model in the optional module of the SolidWorks software package - Flow Simulation. In this paper, the authors obtained the aerodynamic parameters of the unmanned aerial vehicle from the simulation results of the flow, which were then converted into static aerodynamic characteristics. The work on the analysis of reliability and determination of the possibility of further use of the obtained static aerodynamic characteristics for the formation of a control system and a flight stabilization system for an unmanned aerial vehicle.*

### Keywords

*SolidWorks, Flow Simulation, unmanned aerial vehicle, aerodynamic characteristics, numerical simulation, control system, stabilization system, reliability analysis*

Received 14.02.2019

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

---

### References

- [1] Ilyukhin S.N., Benevol'skiy S.V., Grabin V.V. Formirovanie oblika zenitnoy upravlyayemoy rakety i dinamicheskiy analiz ee sistemy upravleniya [Forming conception of guided air defense rocket and dynamic analysis of its control system]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012 (in Russ.).
- [2] Kalugin V.T., Golubev A.G., Epikhin A.S. Aerodinamika [Aerodynamics]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2017 (in Russ.).
- [3] Moskalenko V.O., Kosyrev A.A. The effect of stabilizer sweep on aerodynamic characteristics of UVA. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2019, no. 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-1-1838 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/ahttp/1838.html> (in Russ.).
- [4] Moskalenko V.O., Kosyrev A.A. The sweep angle effect on the aerodynamic behaviour of the wing. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 2. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1735 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/ahttp/1735.html> (in Russ.).
- [5] Ilyukhin S.N., Toporkov A.G., Koryanov V.V., et al. Actual aspects of control system development for advanced unmanned aerial vehicles. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2015, no. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-9-1450 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html> (in Russ.).

- [6] Ilyukhin S.N. Synthesis of guidance system and stabilization loop by log-magnitude diagram method at the example of arbitrary air defense missile model. *Molodezhnyy nauchno-tehnicheskiy vestnik*, 2012, no. 7. URL: <http://ainsnt.ru/doc/467279.html> (in Russ.).
- [7] [7] Kalinovskiy T.A., Klishin A.N., Ilyukhin S.N. Employing functional lead to improve homing system efficiency. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 10. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-10-1812 URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1812.html> (in Russ.).
- [8] Lysenko L.N. Navedenie ballisticheskikh raket [Ballistic rocket direction]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016 (in Russ.).
- [9] Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. Vneshnyaya ballistika [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005 (in Russ.).
- [10] Platunova A.V., Klishin A.N., Ilyukhin S.N. Special aspects of forming adaptive laws of high-precision aircraft control. *Inzhenernyy vestnik* [Engineering Bulletin], 2016, no. 10. URL: <http://engsi.ru/doc/851360.html> (in Russ.).

**Nikanorova M.D.** — Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Zabolotskaya E.V.** — Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — S.N. Ilyukhin, Assis. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.