

УДК 533.69

URL: <https://ptsj.bmstu.ru/catalog/arse/adbmс/1119.html>

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗОГНУТЫХ ПО РАЗМАХУ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

И.М. Митрофанов

mitrofanovim@student.bmstu.ru

Д.Ю. Тищенко

TishchenkoDY@bmstu.ru

SPIN-код: 6205-2189

Л.А. Лаптева

Lapteva_l@bmstu.ru

SPIN-код: 8865-0451

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

В настоящей работе представлены результаты численного определения аэродинамических характеристик летательного аппарата путем моделирования процессов обтекания потоком воздуха. Исследование проведено для двух конфигураций несущих поверхностей: традиционной прямой и изогнутой по размаху. Выполнен сравнительный анализ распределения давления и аэродинамических коэффициентов для рассматриваемых схем. На основе полученных данных установлены закономерности влияния кривизны крыла на подъемную силу и лобовое сопротивление. В заключение сформулированы практические рекомендации по адаптации существующих инженерных методик расчета, разработанных для прямых крыльев, к проектированию летательных аппаратов с несущими поверхностями сложной формы.

Ключевые слова: летательный аппарат, аэродинамические характеристики, коэффициент силы лобового сопротивления, коэффициент подъемной силы, коэффициент момента тангажа, несущие поверхности

Введение. При формировании аэродинамического облика летательного аппарата (ЛА) возникает вопрос о выборе формы несущих поверхностей (НП). Применение прямых по размаху НП облегчает расчет аэродинамических характеристик (АДХ) благодаря наличию большого числа методик, в том числе и эмпирико-аналитических [1, 2]. Однако использование прямых НП существенно ограничивается поперечными габаритами изделия: необходимо проектировать сложный механизм складывания НП или учитывать эти ограничения при транспортировке и эксплуатации. В свою очередь, изогнутые по размаху НП (схема «капустный лист») [3–5] позволяют минимизировать поперечный габарит изделия практически до размера миделевого сечения фюзеляжа. Однако в открытых источниках методика расчета АДХ для таких НП не представлена.

Цель исследования — разработка предложений по использованию методики определения АДХ прямых НП для расчета АДХ изогнутых по размаху НП.

Задачи исследования:

- 1) провести численное моделирование процессов обтекания потоком воздуха ЛА с прямыми НП, установленными по схеме «Х»;
- 2) выполнить численное моделирование процессов обтекания потоком воздуха ЛА с изогнутыми по размаху НП, установленными по схеме «Х»;
- 3) проанализировать полученные результаты.

Методика проведения численного эксперимента. Для выполнения поставленных задач необходимо задаться геометрией ЛА и НП. В качестве расчетной геометрии была рассмотрена компоновка ЛА, изображенная на рис. 1.

Размеры прямой НП: размах (без учета подфюзеляжной части) — 60 мм, длина хорды — 40 мм, профиль — прямоугольный, толщина — 1,3 мм.

Размеры изогнутой по размаху НП были выбраны из условия равенства площадей в плане для прямой и изогнутой НП с учетом радиуса корпуса ЛА.

Также необходимо задать режимы обтекания: высота полета $h = 0$ м; число Маха $M = 0,5$; углы атаки $\alpha = 0; 0,5; 2,5; 5; 7,5; 10^\circ$.

Для проведения численных расчетов в программных комплексах, моделирующих процессы течения газа, необходимо построить расчетную область, разбитую на ячейки с помощью сетки [6].

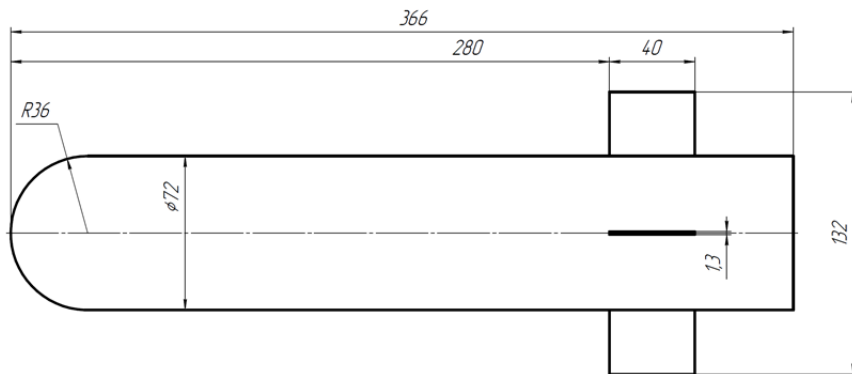


Рис. 1. Геометрия исследуемого ЛА

В данной работе рассмотрено дозвуковое течение при числе Маха $M = 0,5$. В качестве расчетной области для дозвуковых течений принято выбирать шар с радиусом, равным десяти характерным размерам обтекаемого тела, для НП таким размером будет размах, а для ЛА в целом — длина.

Изометрические виды исследуемых компоновок показаны на рис. 2 и 3.

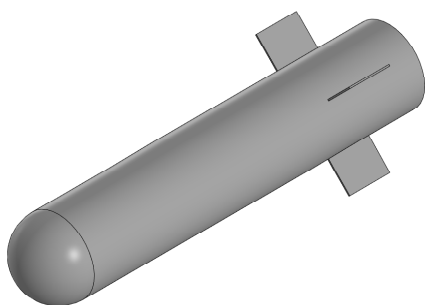


Рис. 2. Изометрический вид компоновки с прямыми НП

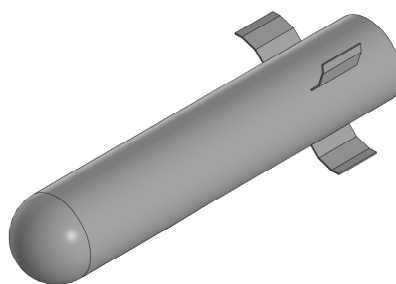


Рис. 3. Изометрический вид компоновки с изогнутыми по размаху НП

Для построения сетки были выбраны тетраэдрические ячейки. На рис. 4–7 представлены изображения расчетной сетки для прямых НП. В силу схожести расчетных сеток изображения для изогнутых по размаху НП не приведены. Построение сетки и выполнение расчетов в этой статье выполнено с помощью пакета прикладных программ ANSYS [6, 7].

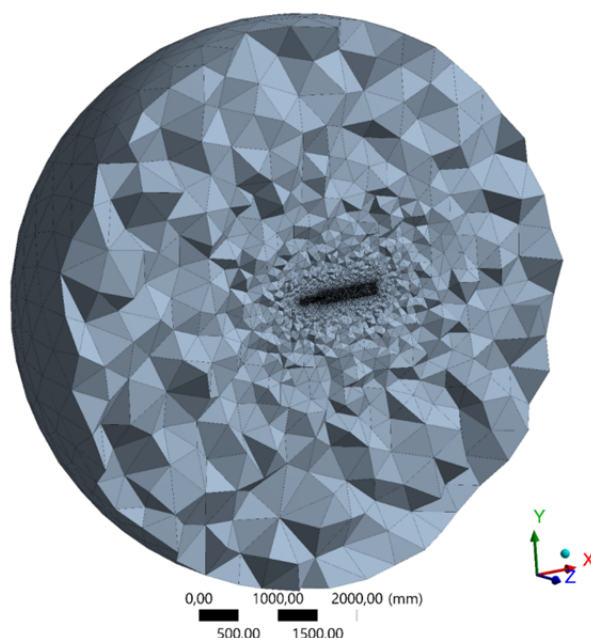


Рис. 4. Общий вид расчетной сетки

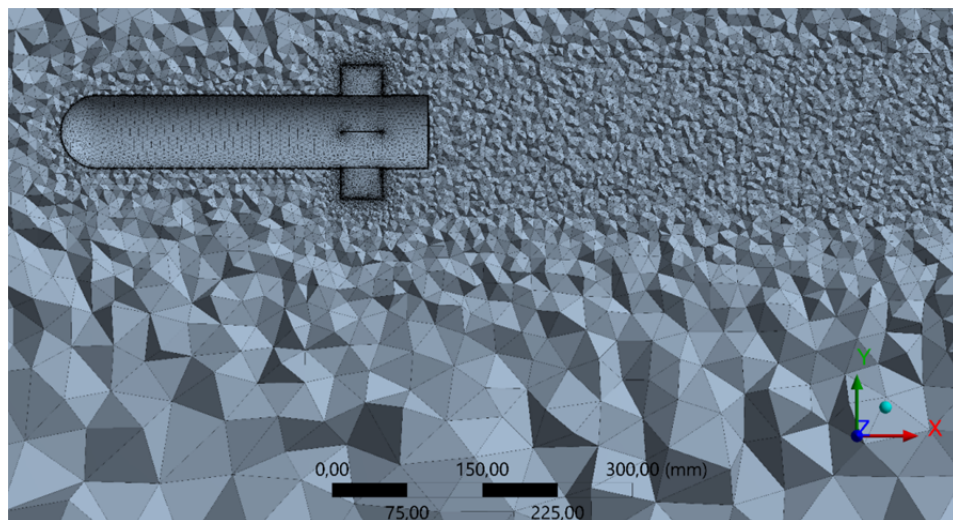


Рис. 5. Расчетная сетка вблизи исследуемой компоновки

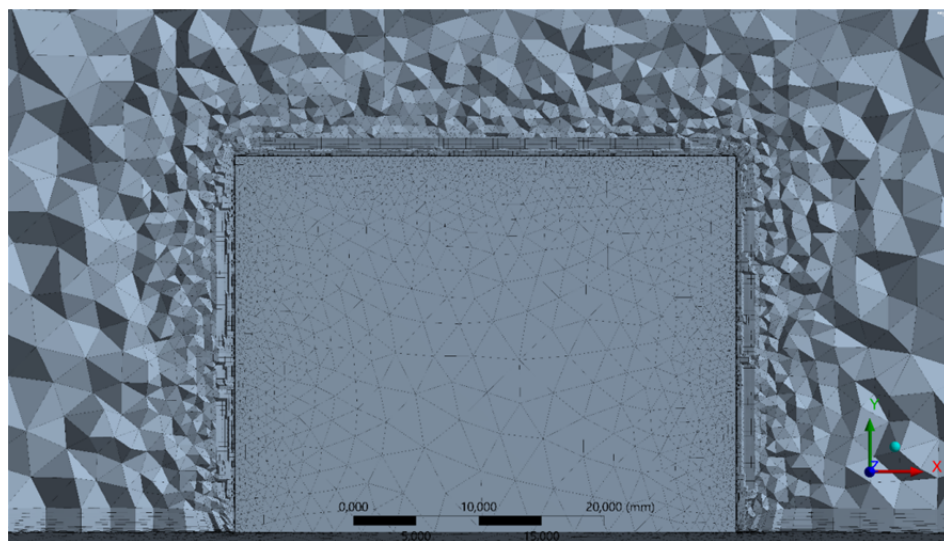


Рис. 6. Расчетная сетка вблизи НП

Для получения решения, не зависящего от числа ячеек в расчетной сетке, необходимо исследовать сеточную сходимость. Суть исследования заключается в итерационном построении сеток с разным количеством ячеек, расчете АДХ и исследовании зависимости изменения значений АДХ от числа ячеек.

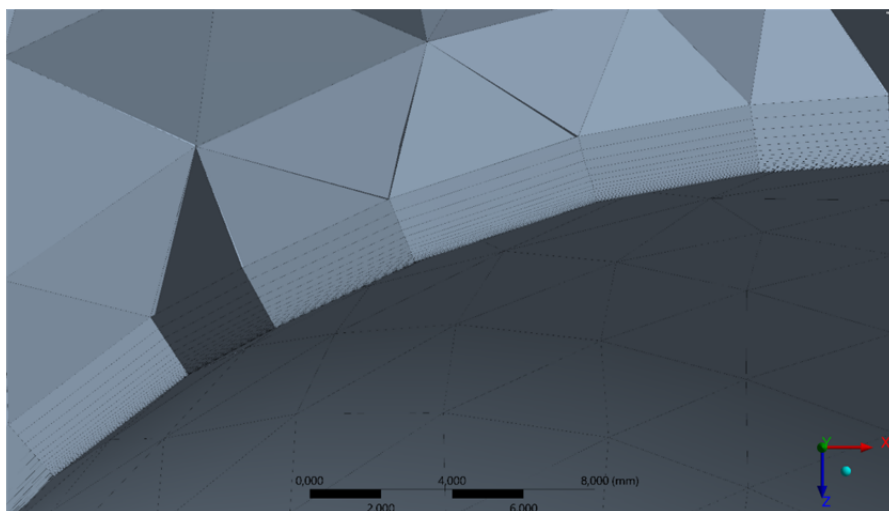


Рис. 7. Расчетная сетка вблизи пограничного слоя

Результат такого исследования для прямых и изогнутых НП представлен ниже. На рис. 8–10 приведены графические зависимости значений продольной силы X , нормальной силы Y и момента тангажа M_z от числа ячеек в расчетной сетке. Характеристики были получены для угла атаки $\alpha = 10^\circ$.

Как можно увидеть на рис. 8–10, для всех рассматриваемых интегральных характеристик сеточно-независимое решение для прямых НП гарантированно обеспечивается для расчетной сетки с количеством ячеек примерно 2,5 млн элементов, а для изогнутых по размаху НП — примерно 3,2 млн элементов.

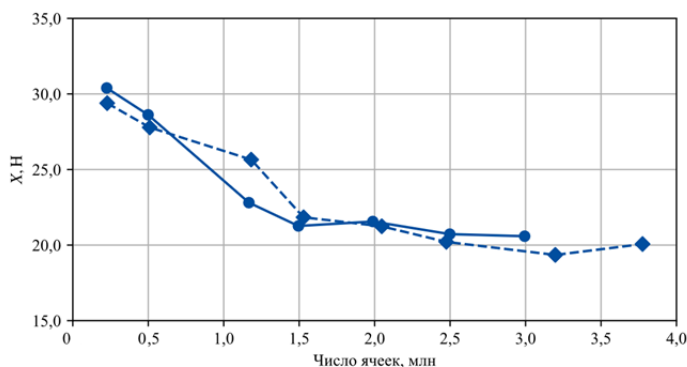


Рис. 8. Сходимость продольной силы при угле атаки 10° :

— прямые НП; - - - изогнутые НП

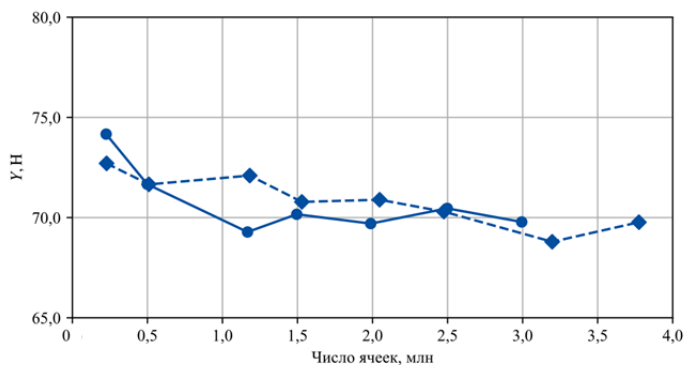


Рис. 9. Сходимость нормальной силы при угле атаки 10° :

— прямые НП; - - - изогнутые НП

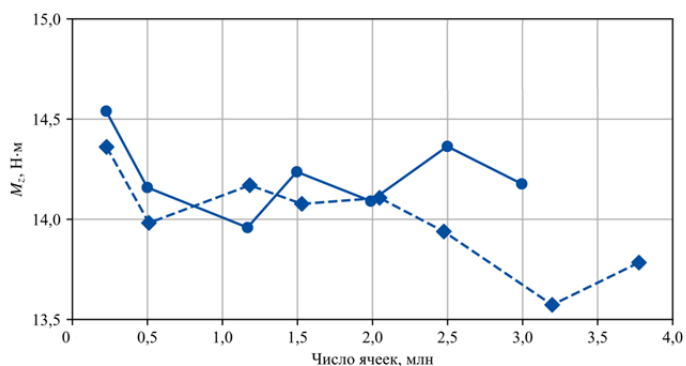


Рис. 10. Сходимость момента тангажа при угле атаки 10° :

— прямые НП; - - - изогнутые НП

Результаты. Результаты расчета [7] коэффициентов силы лобового сопротивления c_{x_a} , подъемной силы c_{y_a} , момента тангажа m_z и продольной координаты центра давления x_d для прямых и изогнутых по размаху НП приведены на рис. 11–14.

Как видно на рис. 11, коэффициент c_{x_a} для НП, изогнутых по размаху, можно рассчитывать как коэффициент силы лобового сопротивления прямых НП (при условии равенства площадей этих НП в плане) с погрешностью, не превышающей 7 %.

Как видно на рис. 12, коэффициент c_{y_a} для НП, изогнутых по размаху, можно рассчитывать как коэффициент подъемной силы прямых НП (при условии равенства площадей этих НП в плане) с погрешностью, не превышающей 2 %.

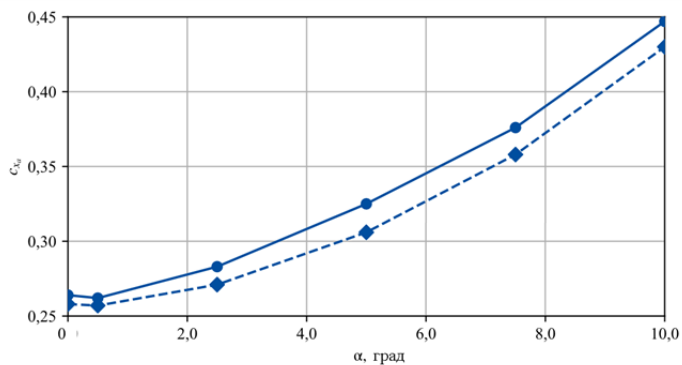


Рис. 11. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки:

— прямые НП; --- изогнутые НП

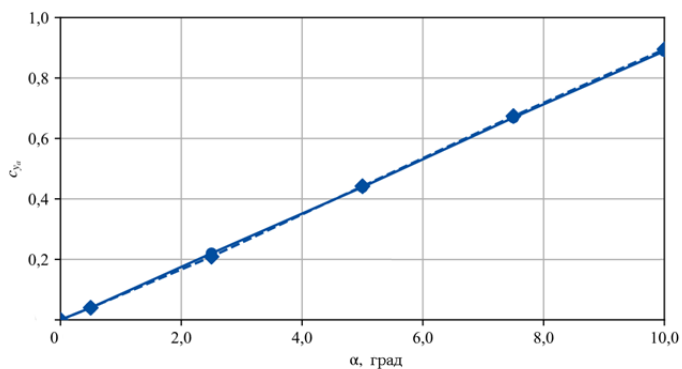


Рис. 12. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки:

— прямые НП; --- изогнутые НП

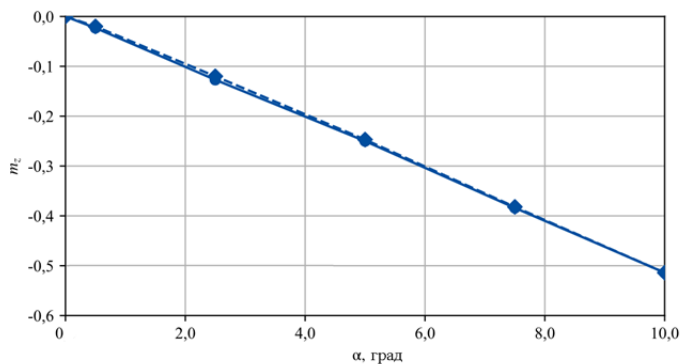


Рис. 13. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки:

— прямые НП; --- изогнутые НП

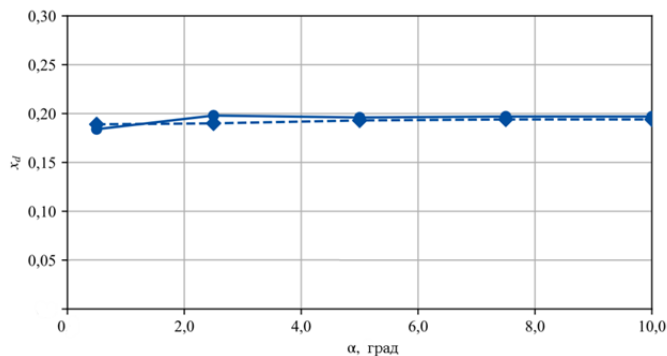


Рис. 14. Зависимость положения продольной координаты центра давления от угла атаки:
 — прямые НП; — — изогнутые НП

Как видно на рис. 13, коэффициент m_z для НП, изогнутых по размаху, можно рассчитывать как коэффициент момента тангажа прямых НП (при условии равенства площадей этих НП в плане) с погрешностью, не превышающей 2 %.

Как видно на рис. 12–14, значения коэффициентов c_{y_a} и m_z для компонок с прямыми и изогнутыми НП отличаются незначительно, что приводит к смещению координаты центра давления компоновки (отсчитываемой от носа ЛА) в сторону носовой части на 2,5 % (при переходе от прямых НП к изогнутым).

Распределения давления в области расчета для компоновки с прямыми НП при углах атаки 0° и 10° представлены на рис. 15, 16.

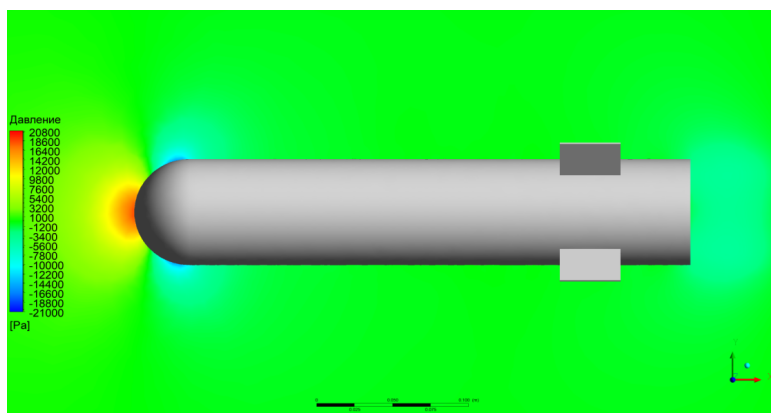


Рис. 15. Распределение давления в расчетной области при угле атаки 0°

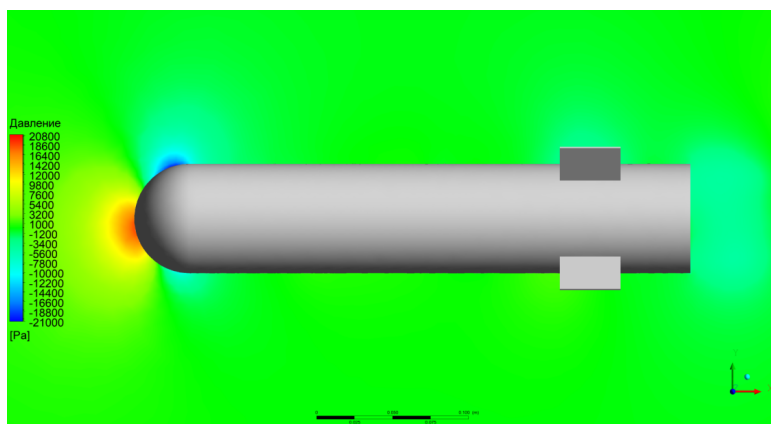


Рис. 16. Распределение давления в расчетной области при угле атаки 10°

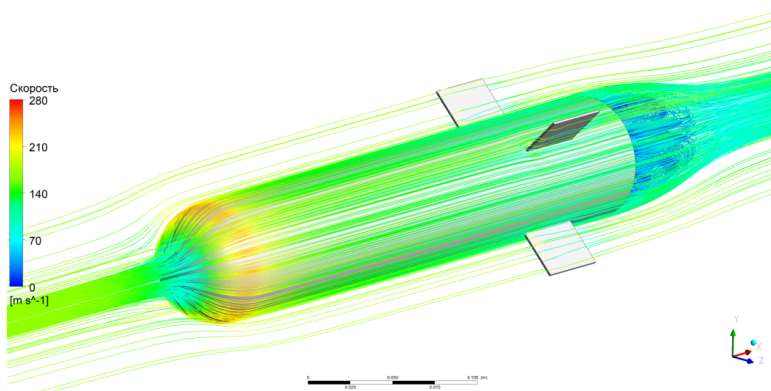


Рис. 17. Распределение скорости вдоль поверхности ЛА при угле атаки 0°

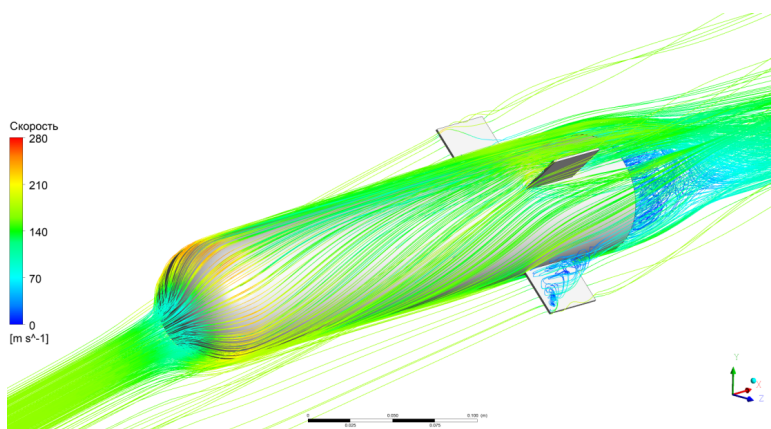


Рис. 18. Распределение скорости вдоль поверхности ЛА при угле атаки 10°

Распределения скорости вдоль поверхности ЛА с прямыми НП при углах атаки 0° и 10° показаны на рис. 17, 18.

Распределения давления в области расчета для компоновки с изогнутыми по размаху НП при углах атаки 0° и 10° даны на рис. 19, 20.

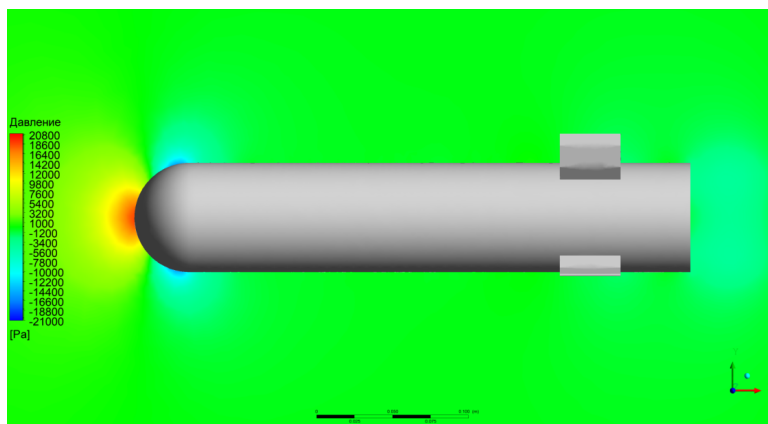


Рис. 19. Распределение давления в расчетной области при угле атаки 0°

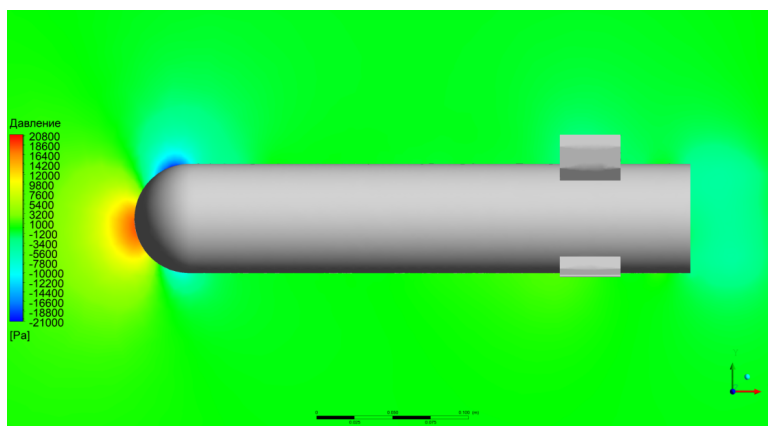


Рис. 20. Распределение давления в расчетной области при угле атаки 10°

Распределения скорости вдоль поверхности ЛА с изогнутыми по размаху НП при углах атаки 0° и 10° приведены на рис. 21, 22.

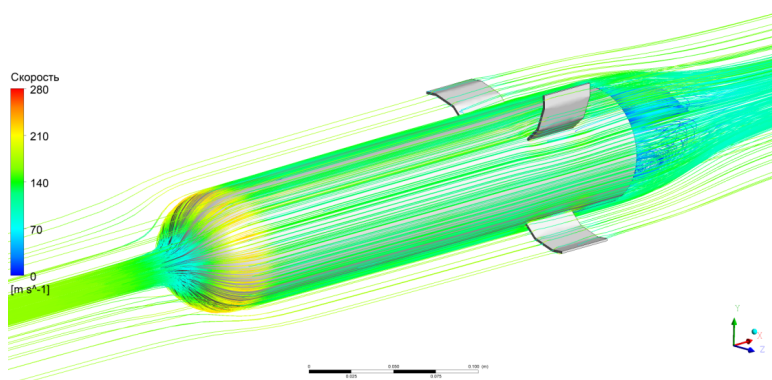


Рис. 21. Распределение скорости вдоль поверхности ЛА при угле атаки 0°

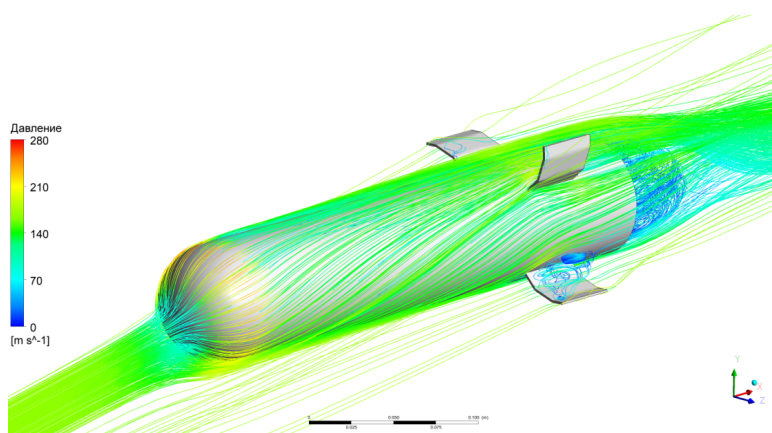


Рис. 22. Распределение скорости вдоль поверхности ЛА при угле атаки 10°

Заключение. В результате выполненной работы сделаны выводы и разработаны рекомендации по расчету АДХ НП, изогнутых по размаху.

Выводы:

- 1) коэффициент c_{x_a} для НП, изогнутых по размаху, можно рассчитывать как коэффициент силы лобового сопротивления прямых НП (при условии равенства площадей этих НП в плане) с погрешностью, не превышающей 7 %;
- 2) коэффициент c_{y_a} для НП, изогнутых по размаху, можно рассчитывать как коэффициент подъемной силы прямых НП (при условии равенства площадей этих НП в плане) с погрешностью, не превышающей 2 %;

3) коэффициент m_z для НП, изогнутых по размаху, можно рассчитывать как коэффициент момента тангажа прямых НП (при условии равенства площадей этих НП в плане) с погрешностью, не превышающей 2 %;

4) значения коэффициентов c_{y_a} и m_z для компоновок с прямыми и изогнутыми НП практически не различаются, поэтому центр давления компоновки смещается незначительно, координаты центров давления различаются на 2,5 %.

Рекомендации:

1) для расчета АДХ изогнутых по размаху НП допустимо применять методики для определения АДХ прямых НП;

2) выбирать геометрию изогнутых по размаху НП следует таким образом, чтобы ей можно было сопоставить прямую НП с равной площадью в плане.

Литература

- [1] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. *Динамика полета беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1973, 616 с.
- [2] Краснов Н.Ф. *Аэродинамика. Ч. 2. Некоторые вопросы прикладной аэродинамики*. Москва, МВТУ, 1954, 282 с.
- [3] Буланов И.М., Васильев В.С. и др. *Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного, артиллерийского и ракетного оружия. Ч. II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия*. Тула, ТулГУ, 2007, 784 с.
- [4] Орлов А.Р. *Основы устройства и функционирования снарядов реактивных систем залпового огня*. Тула, ТулГУ, 2002, 156 с.
- [5] Ветров В.В. и др. *Основы устройства и функционирования противотанковых управляемых ракет*. Тула, ТулГУ, 2006, 192 с.
- [6] ANSYS. *ANSYS Meshing User's Guide*. URL: <https://www.ansys.com> (accessed 21.10.2025).
- [7] ANSYS. *ANSYS Fluent User's Guide*. URL: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent> (accessed 21.10.2025).

Поступила в редакцию 06.02.2026

Митрофанов Иван Михайлович — студент кафедры «Ракетные и импульсные системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Тищенко Денис Юрьевич — старший преподаватель кафедры «Ракетные и импульсные системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Лаптева Людмила Аркадьевна — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетные и импульсные системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Митрофанов И.М., Тищенко Д.Ю., Лаптева Л.А. Исследование влияния изогнутых по размаху несущих поверхностей на аэродинамические характеристики летательного аппарата. *Политехнический молодежный журнал*, 2026, № 04(105). URL: <https://ptsj.bmstu.ru/catalog/arise/adbmс/1119.html>

STUDY OF THE INFLUENCE OF SPANWISE-CURVED LIFTING SURFACES ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN AIRCRAFT

I.M. Mitrofanov

mitrofanovim@student.bmstu.ru

D.Yu. Tishchenko

TishchenkoDY@bmstu.ru

SPIN-code: 6205-2189

L.A. Lapteva

Lapteva_l@bmstu.ru

SPIN-code: 8865-0451

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

This paper presents the results of a numerical determination of the aerodynamic characteristics of an aircraft by simulating airflow processes. The study was conducted for two lifting surface configurations: a traditional straight wing and a spanwise curved wing. A comparative analysis of the pressure distribution and aerodynamic coefficients for the two configurations was performed. Based on the obtained data, patterns of influence of wing curvature on lift and drag were established. Finally, practical recommendations are formulated for adapting existing engineering calculation methods developed for straight wings to the design of aircraft with complex lifting surfaces.

Keywords: aircraft, aerodynamic characteristics, drag coefficient, lift coefficient, pitching moment coefficient, lifting surfaces

Received 06.02.2026

Mitrofanov I.M. — Student, Department of Rocket and Pulse Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Tishchenko D.Yu. — Senior Lecturer, Department of Rocket and Pulse Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Lapteva L.A. — Ph. D. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket and Pulse Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Mitrofanov I.M., Tishchenko D.Yu., Lapteva L.A. Study of the influence of spanwise-curved lifting surfaces on the aerodynamic characteristics of an aircraft. *Politekhnikeskii molodezhnyy zhurnal*, 2026, no. 04(105). (In Russ.). URL: <https://ptsj.bmstu.ru/catalog/arise/adbm/1119.html>