

Научная статья
УДК 533.69.01
DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ ЗА КРЫЛОМ ПРИ РАЗЛИЧНОМ РАСПОЛОЖЕНИИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ ПО ВЫСОТЕ

Сергей Витальевич Корнев¹ ✉, Илья Александрович Пименов²

^{1,2}Российская самолетостроительная корпорация «МиГ»,
Москва, Россия

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

¹sergeikornev@mail.ru ✉

²Pimenov.ilya2020@yandex.ru

Аннотация. Исследуется поле течения вокруг двух несущих поверхностей, моделирующих крыло и горизонтальное оперение (ГО). Проведён расчёт аэродинамических характеристик и смоделирована картина обтекания двух несущих поверхностей в диапазоне углов атаки α от 0 до 25° при различном расположении ГО по высоте: верхнем (№ 1), исходном (№ 2) и нижнем (№ 3). Показано, что нижнее расположение ГО является рациональным, т.к. на больших углах атаки ГО находится вне области вихревого следа за крылом.

Ключевые слова: поле скоростей, крыло, горизонтальное оперение, расчётная сетка, вихревой след, аэродинамические характеристики

Для цитирования: Корнев С.В., Пименов И.А. Численное исследование поля скоростей за крылом при различном расположении горизонтального оперения по высоте // Труды МАИ. 2022. № 123. DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)

NUMERICAL INVESTIGATION OF VELOCITY FIELD BEHIND THE WING BY DIFFERENT VERTICAL POSITION HORIZONTAL TAIL

Sergey V. Kornev^{1✉}, Ilya A. Pimenov²

^{1,2}Russian Aircraft Corporation «MiG»,
Moscow, Russia

¹Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹sergeikornev@mail.ru✉

²Pimenov.ilya2020@yandex.ru

Abstract. The flow field of two lifting surfaces modeling wing and horizontal tail is investigated in this article. Aerodynamic characteristics and simulation of lifting surfaces's flow pattern were calculated in the angles of attack were varied from 0 to 25 when the horizontal tail had have diverse positions in height: upper, initial and lower. As can be seen, if the horizontal tail has the lower location, it will be more efficient because the horizontal tail is located outside from vortex wake's area behind the wing in high the angles of attack.

The main objective of this research is aerodynamic design's optimization consisting in the choosing of horizontal tail position in height in order to reduce control system requirements and improving its reliability by reducing moment's characteristics nonlinearity. Aerodynamic computation of lifting surfaces which geometry are the same surfaces of prototype MIG-AT was calculated for determination an efficient horizontal tale's position in height. Fluid flow and gas calculation with turbulence was done on base numerical solution total system of hydrodynamics's partial differential equations-continuity equation, Navier-Stokes equations, energy equation which were modified with Reynolds's averaging procedure. The flow field around two lifting surfaces was computed in the software package Ansys Fluent. Visual simulation' s analysis of velocity distribution has shown that the horizontal tail which has low and high position is located outside of wing's vortex wave area in higher angles of attack. However, if an angle of attack increases, the horizontal tail which has higher location will be situated in wing's vortex wave, that the lower horizontal tail. In this case, it will lead to pitch moment's characteristics degradation. To sum up, when the horizontal tail has the lower location, it is more efficient because in this case, this variant has favorable characteristics of pitch moment, in spite of, lifting properties's nevertheless minor reducing compared with more high position of the horizontal tail.

Keywords: velocity field, wing, tail plane, computational grid (mesh), vortex wake, aerodynamic characteristics

For citation: Kornev S.V., Pimenov I.A. Numerical investigation of velocity field behind the wing by different vertical position horizontal tail. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. DOI: [10.34759/trd-2022-123-07](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-07)

Введение

Основной задачей данной работы является оптимизация аэродинамической компоновки самолёта, заключающаяся в выборе рационального расположения ГО по высоте с целью упрощения требований к системе управления [1] и повышения её надёжности за счёт снижения нелинейности моментных характеристик.

На больших углах атаки может возникнуть проблема, когда горизонтальное оперение (ГО) попадает в область вихревого следа от крыла. Это приводит к возникновению нелинейности моментных характеристик самолета и к изменению знака локальной производной продольного момента m_z^α с отрицательного на положительный, что повлечёт усложнение системы управления. Данное явление представляет собой серьёзную проблему, особенно при пилотировании маневренных учебно-тренировочных самолётов [2], экипаж которых может не иметь достаточного опыта для выхода из подобных ситуаций. Поэтому для обеспечения устойчивости и управляемости самолёта [3] на больших углах атаки необходимо правильно выбирать расположение ГО относительно крыла [4, 5, 6].

С целью определения рационального положения ГО по высоте относительно крыла выполнен аэродинамический расчёт двух несущих поверхностей (крыло и ГО) (рис. 1), геометрические размеры которых соответствуют размерам крыла и ГО

самолёта МиГ-АТ. При этом рассматривалось три различных положения ГО по высоте (рис. 2).

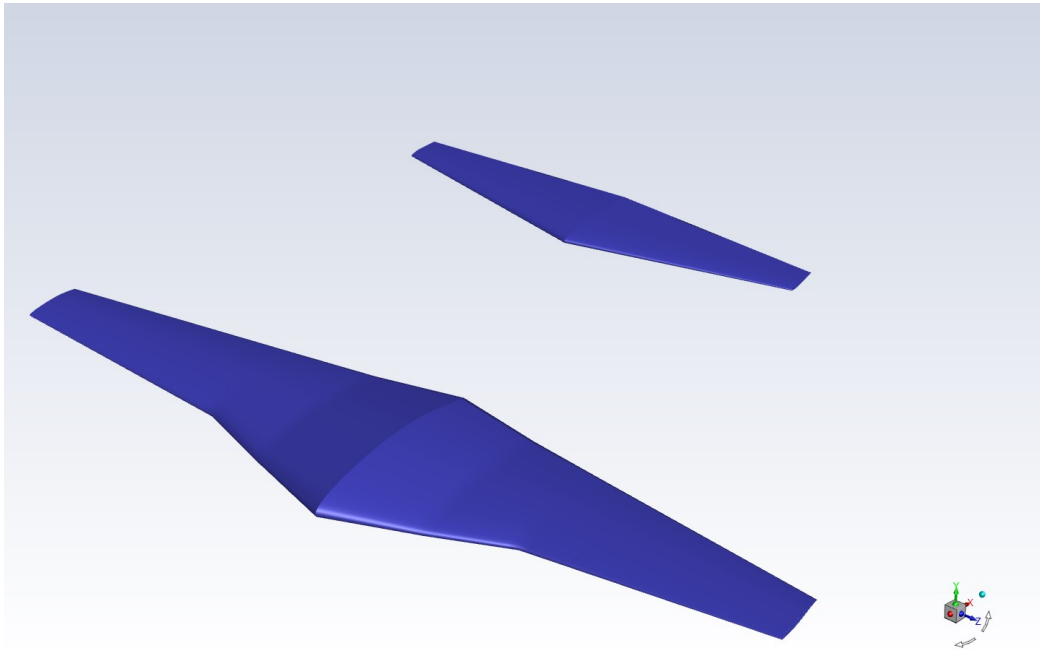


Рис. 1. Общий вид расчётной модели из двух несущих поверхностей.

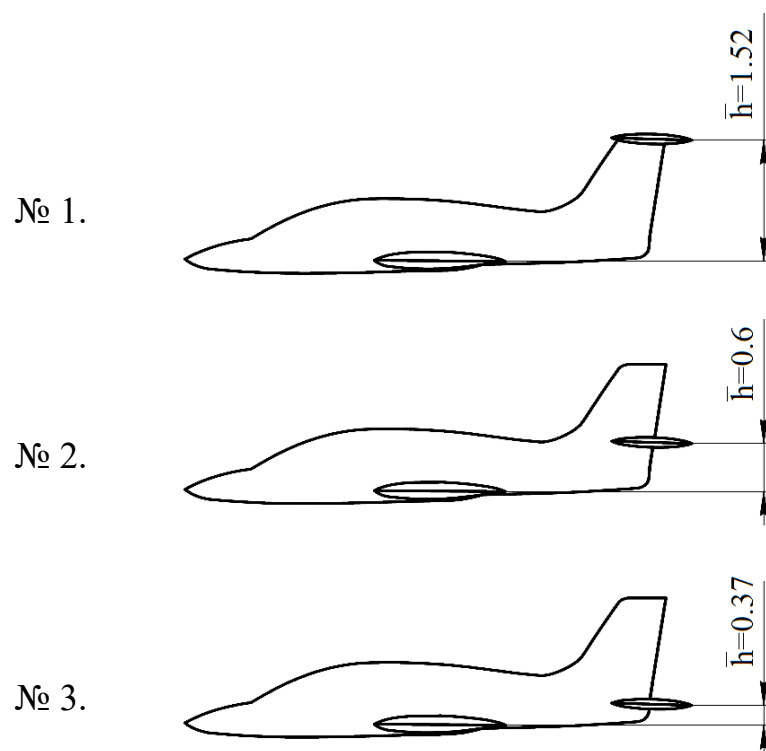


Рис. 2. Боковая проекция самолёта при различных расположениях ГО по высоте.

№ 1 – Верхнее расположение ГО. ($\bar{h}=1.52$).

№ 2 – Исходное расположение ГО (как на самолёте МиГ-АТ), ($\bar{h}=0.6$).

№ 3 – Нижнее расположение ГО. ($\bar{h}=0.37$).

Нижнее расположение ГО [4] ограничивалось отклонением руля высоты на взлётно-посадочных режимах, чтобы исключить задевание земли. На рис. 2 \bar{h} – относительное расстояние от плоскости хорд крыла до плоскости хорд стабилизатора, отнесённое к САХ крыла.

Крыло имеет следующие геометрические характеристики:

Угол стреловидности крыла по передней кромке $\chi_{нк}=5^\circ$, удлинение $\lambda=5,66$, сужение $\eta=2,79$, относительная толщина $9\% \leq \bar{C} \leq 16\%$. На крыле установлен профиль П-209.

Основные геометрические характеристики ГО:

Угол стреловидности ГО по передней кромке $\chi_{нк}=16,79^\circ$, относительная площадь ГО $\bar{S}_{ГО}=0,34$, удлинение $\lambda=4,63$, сужение $\eta=2,8$, относительная толщина $\bar{C}=10\%$.

Решение поставленной задачи осуществлялось в программном комплексе Ansys. Для выполнения расчёта строилась структурированная блочная сетка в программе ICEM CFD, общий вид которой представлен на рис. 3.

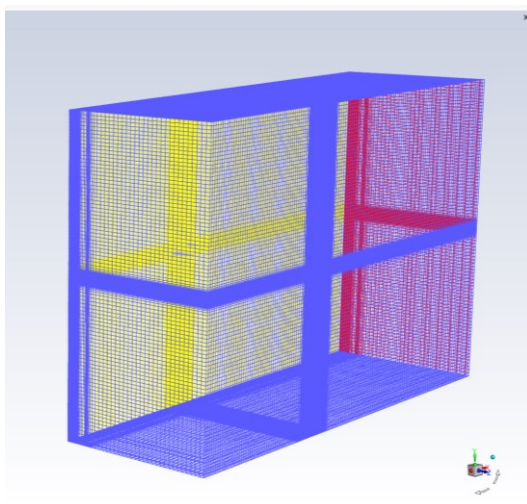


Рис. 3. Общий вид расчётной сетки

На входных границах назначались условия *velocity inlet*. На выходных границах ставились условия *outflow*. На плоскости симметрии задавалось условие *symmetry*. На поверхности крыла и ГО задавались граничные условия *wall* (стенка). Расчётная сетка содержала 4,5 млн. ячеек для полумоделей крыла и ГО. Дополнительно были произведены необходимые сгущения сетки [7], особенно вблизи поверхности крыла и ГО (рис. 4) для более точного моделирования вязкости в пограничном слое.

Расчёт выполнен в программном комплексе *Ansys Fluent*, основанный на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [8, 9].

Скорость потока составляла 50-150 м/с, что соответствует диапазону чисел $Re=7,3 \cdot 10^6 - 21,9 \cdot 10^6$. Сплошная среда моделировалась как вязкий несжимаемый газ. Расчёт проведён для диапазона углов атаки от 0 до 25°. В расчёте использовалась модель турбулентности *k-ε standart* [10, 11, 12, 13]. Аэродинамические коэффициенты в скоростной системе координат C_{ya} , C_{xa} отнесены к характерной

площади крыла. Коэффициенты момента тангажа m_{za} вычислены относительно передней точки корневой хорды крыла и отнесены к площади и САХ крыла.

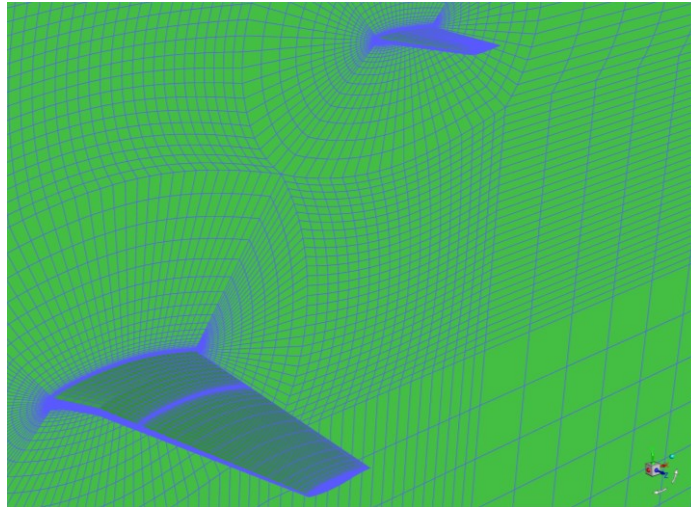


Рис. 4. Сечение сетки вблизи крыла и ГО

Расчет течений жидкости и газа [14], с учетом турбулентности [15, 16], производится на основе численного решения полной системы дифференциальных уравнений гидродинамики в частных производных (ДУЧП) – уравнения неразрывности, уравнений Навье-Стокса [17, 18], уравнения энергии, преобразованных с помощью процедуры осреднения по Рейнольдсу.

При применении данного осреднения, система уравнений для несжимаемой среды примет следующий вид [11]:

– уравнение неразрывности при осреднённых переменных:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0;$$

– уравнение количества движения при осреднённых переменных:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j} \right) + g_i;$$

– уравнение энергии при осреднённых переменных:

$$\frac{\partial \bar{\phi}}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_j \phi'} \right) + \bar{S}.$$

При осреднении по времени в уравнениях возникают новые переменные градиенты напряжений и тепловых потоков, которые связываются характеристиками осреднённого течения с помощью моделей турбулентности. Уравнения для модели турбулентности к-ε [11] имеют вид:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right];$$

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \bar{u}_{ij} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right].$$

Результаты расчётов

Результаты расчётов коэффициентов подъёмной силы C_{ya} , лобового сопротивления C_{xa} , момента тангажа m_z и аэродинамического качества K двух несущих поверхностей при различном расположении ГО по высоте (рис. 2) представлены на рис. 5 – 8. Точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный ($X_{п}=0$).

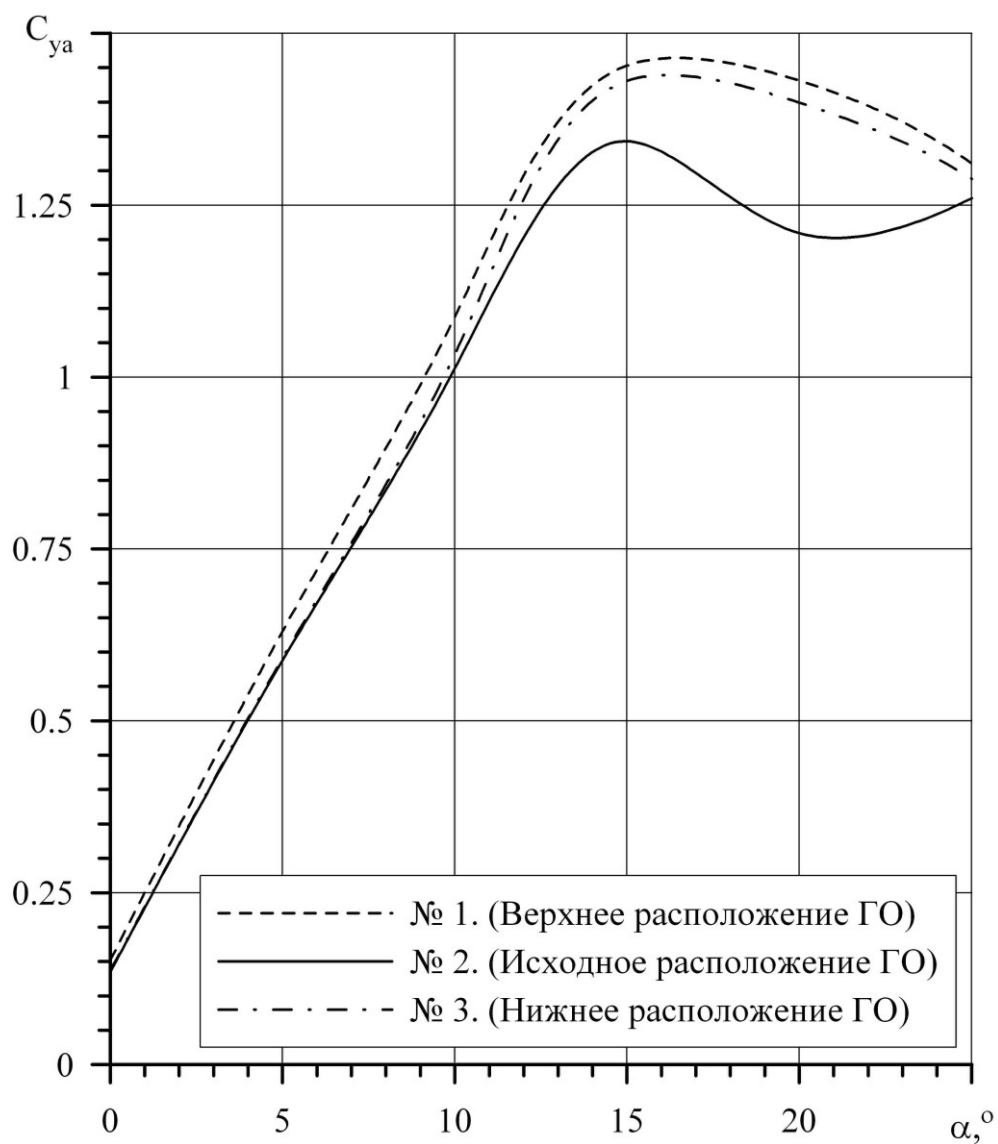


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъёмной силы C_{ya} от угла атаки α двух несущих поверхностей при различном расположении ГО по высоте.

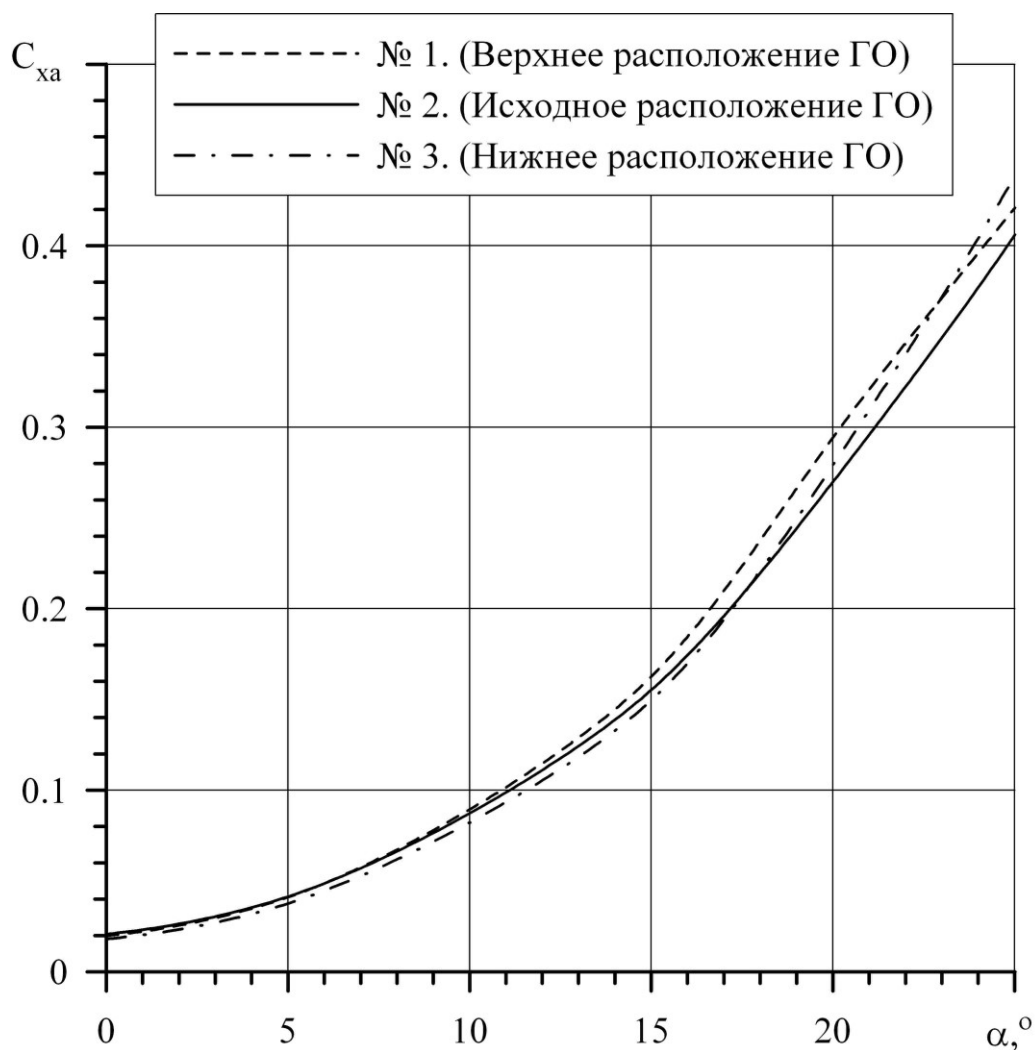


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_{xa} от угла атаки α двух несущих поверхностей при различном расположении ГО по высоте.

Таблица 1

| Схема | C_{xa} при $\alpha=5^\circ$ |
|--------------------------------|-------------------------------|
| №1. (Верхнее расположение ГО) | 0.041092 |
| №2. (Исходное расположение ГО) | 0.041369 |
| №3. (Нижнее расположение ГО) | 0.037636 |

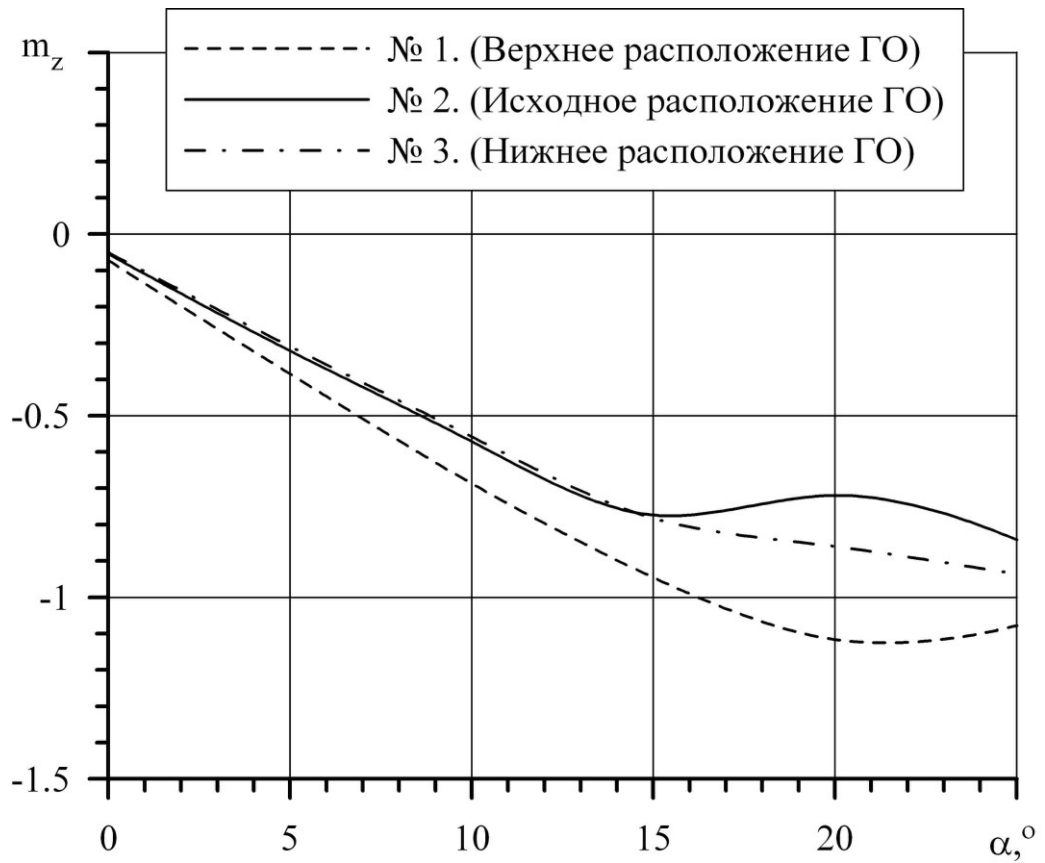


Рис. 7. Зависимость коэффициента продольного момента m_z от угла атаки α двух несущих поверхностей при различном расположении ГО по высоте.

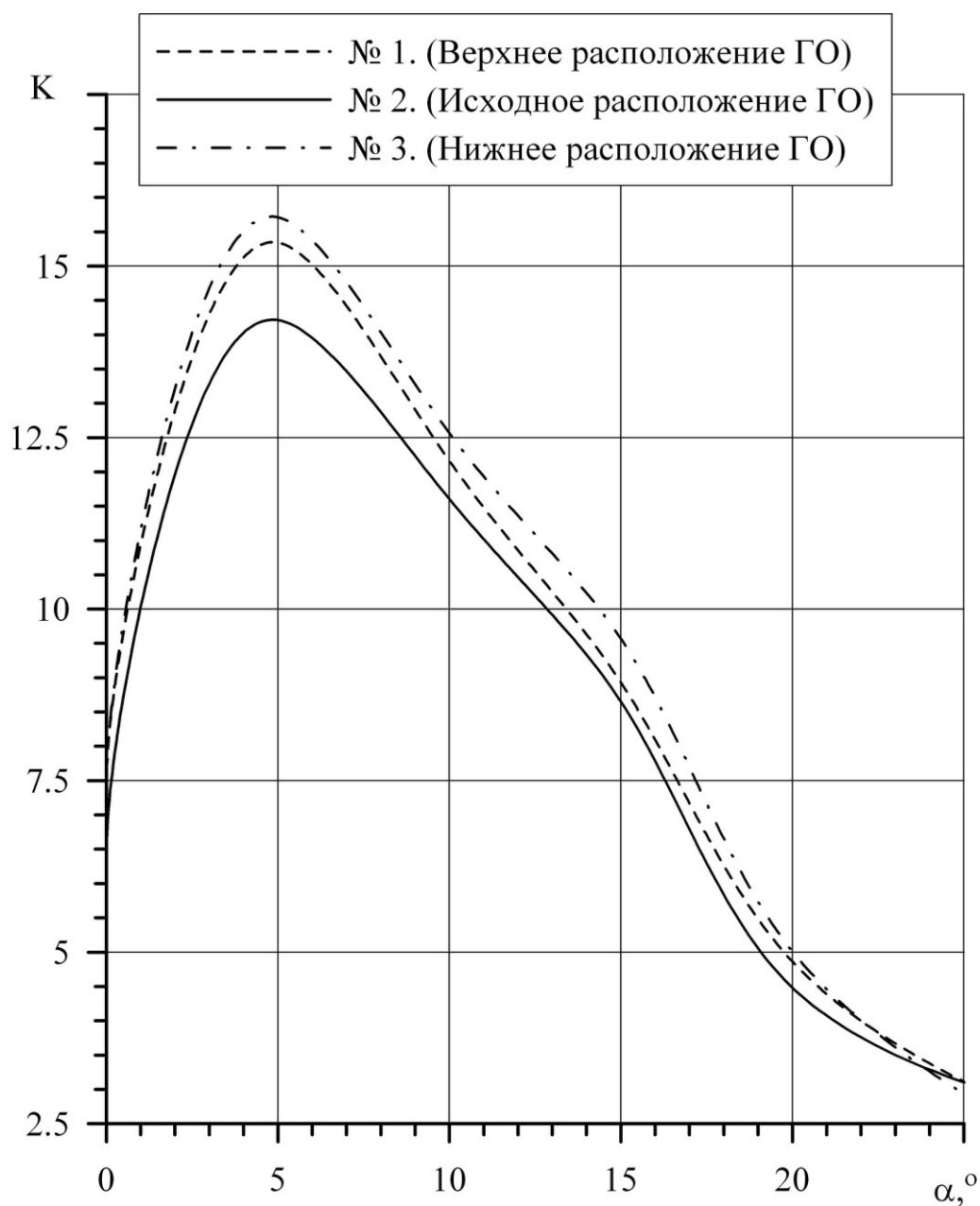


Рис. 8. Зависимость аэродинамического качества K от угла атаки α двух несущих поверхностей при различном расположении ГО по высоте.

Анализ результатов расчётов аэродинамических характеристик двух несущих поверхностей, на подобии работ [19, 20] показал, что:

1. Коэффициент максимальной подъемной силы имеет наивысшее значение $C_{ya\max} = 1,46$ при угле атаки $\alpha = 16^\circ$ на схеме с верхним расположением ГО (№ 1 на рис. 5), так как оно находится вне зоны влияния аэродинамического следа от крыла (см. Рис. 9-11.).
2. При углах атаки $\alpha \leq 18^\circ$ наименьшее значение коэффициента лобового сопротивления C_{xa} достигается на модели с нижним расположением ГО (№3 на рис. 6), что объясняет характер зависимости $K=f(\alpha)$ (рис. 8). При $\alpha > 18^\circ$ наименьшее значение C_{xa} соответствует модели с исходным расположением ГО (№ 2 на рис. 6). В тоже время ГО, находящееся в нижнем положении (№ 3 на рис. 6), при углах атаки $\alpha > 18^\circ$ выходит из области влияния крыла (рис. 9-11), и поэтому лобовое сопротивление возрастает. При этом ГО в исходной схеме (№ 2 на рис. 6) на углах атаки $\alpha > 18^\circ$ все еще находится в области аэродинамического следа за крылом, поэтому лобовое сопротивление меньше, чем в схемах с нижним и верхним расположением ГО (№ 3, № 1 на рис. 6). При углах атаки $\alpha = 20^\circ$ коэффициент лобового сопротивления схемы с верхним расположением ГО достигает наибольшее значение, что на 8,3% выше по сравнению со схемой с исходным расположением ГО.
3. Исходя из результатов расчетов, приведенных на рис. 7, видно, что коэффициент момента тангажа модели с исходным расположением ГО (№ 2 на рис. 7) имеет нелинейный характер начиная с угла атаки $\alpha = 15^\circ$. При верхнем положении ГО (№ 1 на рис. 7), нелинейность зависимости $m_z=f(\alpha)$ сдвигается на 5° , т. е. начинается с угла атаки 20 градусов, а при дальнейшем

увеличении углов атаки, локальная производная m_z^α меняет знак с отрицательного на положительный, образуется «ложка». Для нижнего положения ГО (№ 3 на рис. 7) нелинейность зависимости $m_z=f(\alpha)$ начинается при угле атаки $\alpha=15^\circ$, при этом степень нелинейности ниже, чем в схеме с исходным расположением ГО (№ 2 на рис.7).

4. Практически во всем диапазоне углов атаки, наивысшее значение аэродинамического качества K достигается на схеме с нижним расположением ГО (№ 3 на Рис. 8). Это объясняется тем, что схема № 3 с нижним расположением ГО обладает наименьшим коэффициентом лобового сопротивления (Таблица 1, стр. 8).

На подобию работы [21] картины распределения скоростей в сечении крыла и ГО при углах атаки 25 градусов для верхнего, исходного и нижнего расположения ГО приведены на рис. 9-11.

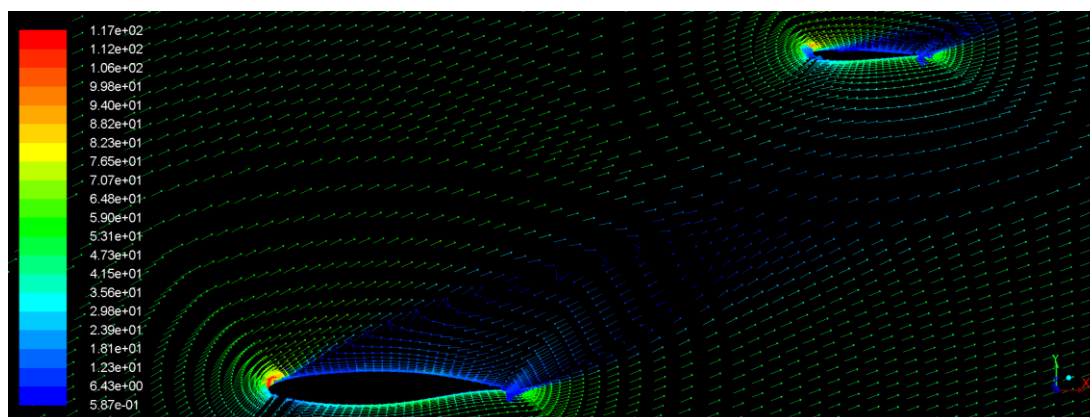


Рис. 9. Распределение поля скоростей в сечении крыла и ГО. Угол атаки $\alpha=25^\circ$. Верхнее расположение ГО (№ 1). $\bar{z}=0,4$.

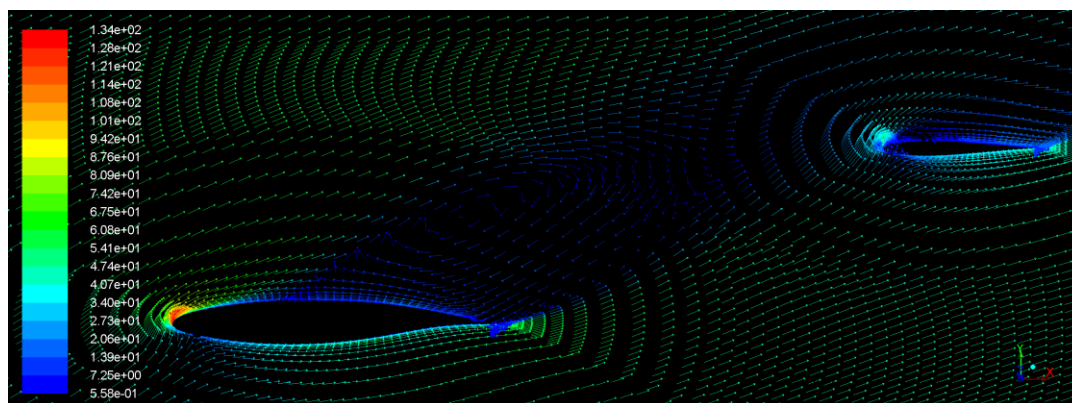


Рис. 10. Распределение поля скоростей в сечении крыла и ГО. Угол атаки $\alpha=25^\circ$. Исходное расположение ГО (№ 2). $\bar{z}=0,4$.

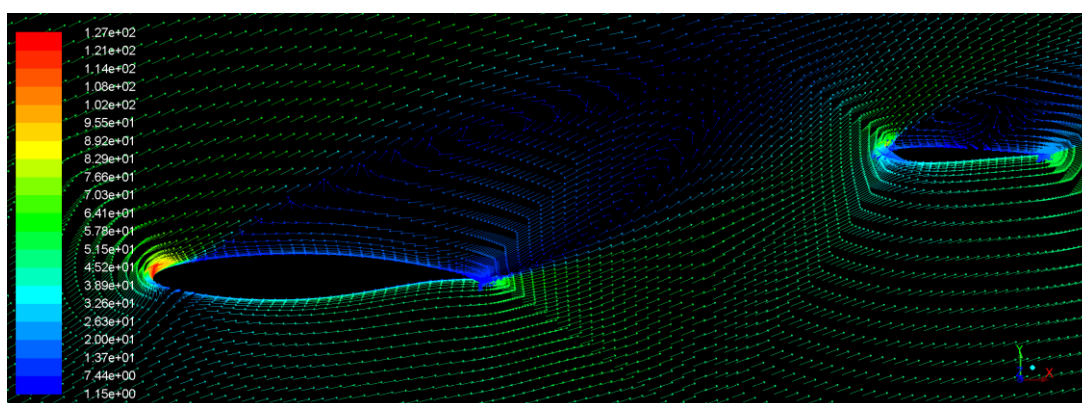


Рис. 11. Распределение поля скоростей в сечении крыла и ГО. Угол атаки $\alpha=25^\circ$. Нижнее расположение ГО (№ 3). $\bar{z}=0,4$.

Анализ картин распределения поля скоростей при разных углах атаки (рис. 9-11) показывает, что при росте угла атаки, происходит увеличение вихревой структуры [22], вызванной изломом крыла по передней кромке [23], которая оказывает все большее влияние на ту область, где расположено горизонтальное оперение. Несмотря на то, что вихревой след от крыла имеет высокую интенсивность на больших углах атаки, в схеме № 1 с верхним расположением ГО (Рис. 9) оперение все равно находится выше области влияния вихревого следа от

крыла. При дальнейшем увеличении углов атаки ($\alpha > 25^\circ$) в схеме с верхним расположением ГО (№ 1) оперение будет входить в область аэродинамического (вихревого) следа. При этом, на схеме несущих поверхностей № 3 с нижним расположением ГО, оперение на углах атаки α больше 25 градусов будет находиться вне зоны влияния вихревого следа и скосов потока за крылом.

Выводы

На основании анализа графиков (рис. 5-8) и сопоставления их с картинами обтекания (рис. 9-11), можно сделать следующие выводы:

1. Коэффициент подъемной силы C_{ya} выше у схемы (№ 1) с верхним расположением Г.О., что связано с наименьшим влиянием вихревого следа за крылом на поверхность оперения (Рис. 9) в рассматриваемом диапазоне углов атаки.
2. В схеме № 3 локальная производная коэффициента продольного момента m_z^α не меняет свой знак, и моментная «ложка» не образуется (рис. 7). Выход оперения из вихревого следа за крылом (рис. 11) позволяет снизить степень нелинейности продольного момента.

Таким образом, нижнее расположение ГО в схеме №3 является рациональным, так как в таком варианте достигаются наиболее благоприятные характеристики продольного момента при незначительном снижении несущих свойств по сравнению со схемой №1 с верхним расположением ГО.

Список источников

1. Лысенко Н.М. Практическая аэродинамика маневренных самолётов: учебник для лётного состава. - М.: Воениздат, 1977. – 439 с.
2. Акимов А.Н., Воробьёв В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н., Матвеев А.И., Подобедов В.А. Особенности проектирования лёгких боевых и учебно-тренировочных самолётов: монография. - М.: Машиностроение, 2005. – 366 с.
3. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолёта. Динамика продольного и бокового движения. - М.: Машиностроение, 1979. – 349 с.
4. Арепьев А.Н. Проектирование лёгких пассажирских самолётов. - М.: Изд-во МАИ, 2006. – 637 с.
5. Байдаков В.Б., Клумов А.С. Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1979. - 344 с.
6. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолётов: перевод с англ. – М.: Машиностроение, 1983. - 646 с.
7. Корнев С.В., Артамонова Л.Г. Требования к расчётным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35639>
8. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен. - М.: Мир, 1990. Т. 1. - 384 с.
9. Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А., Свирцевский С.Б., Семенчиков Н.В. Аэрогидромеханика. - М.: Машиностроение, 1993. – 607 с.

10. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. – СПб.: Балтийский государственный технический университет, 2001. - 108 с.
11. Юн А.А., Крылов Б.А. Расчёт и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе Fastest-3D. - М.: Изд-во МАИ, 2007. – 116 с.
12. Chou P.Y. On the velocity correlations and the solution of the Equations of turbulent fluctuation // Quarterly of Applied Mathematics, 1945, vol. 3, pp. 38.
DOI:[10.1090/QAM/11999](https://doi.org/10.1090/QAM/11999)
13. Jones W.P., Launder B.E. The prediction of laminarization with a two-equation modeling of turbulence // International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972, vol. 15 (2), pp. 301-314. DOI: [10.1016/0017-9310\(72\)90076-2](https://doi.org/10.1016/0017-9310(72)90076-2)
14. Ferziger J.H., Peric M. Computation methods for fluid dynamics, 3rd rev. ed., Springer-Verlag, Berlin, 2002.
15. Белов И.А. Модели турбулентности. - Л.: ЛМИ, 1986. – 100 с.
16. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. La Canada, California: Dew industries Inc., 1998, 537 p.
17. Буданова С.Ю., Красавин Е.Э., Никитченко Ю.А. Варианты модели Навье-Стокса-Фурье для сверх и гиперзвуковых течений // Труды МАИ. 2020. № 112. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=116323>. DOI: [10.34759/trd-2020-112-3](https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-3)
18. Волков В.Ю. Численное моделирование. - Нижний Новгород: Саровский Инженерный Центр, 2021. - 115 с.

19. Воронин И.А. Колчев С.А., Панчук Д.В., Песецкий В.А., Силкин А.А., Ткаченко В.В., Нгуен Тхань Тунг. Об особенностях аэродинамики малоразмерного летательного аппарата нормальной схемы // Труды МАИ. 2019. № 109. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=111370>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-8](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-8)
20. Песецкий В.А. и др. Исследование аэродинамических характеристик малоразмерной модели маневренного самолёта с крылом обратной стреловидности в аэродинамической Трубе Т-103 ЦАГИ // Техника воздушного флота. 2004. Т. LXX VIII. № 1. С. 20-24.
21. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в аэродинамической трубе малых скоростей (самолётные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74692>
22. Чжен П. Отрывные течения. - М.: Мир, 1976. Т.3. - 334 с.
23. Чернов Л.Г., Артамонова Л.Г., Радциг А.Н., Семенчиков Н.В. Аэродинамика маневренных самолётов (Особенности аэродинамического проектирования). - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. -73 с.

References

1. Lysenko N.M. *Prakticheskaya aerodinamika manevrennykh samoletov* (Practical aerodynamics of manoeuvrable aircraft), Moscow, Voenizdat, 1977, 439 p.

2. Akimov A.N., Vorob'ev V.V., Demchenko O.F., Dolzhenkov N.N., Matveev A.I., Podobedov V.A. *Osobennosti proektirovaniya legkikh boevykh i uchebno-trenirovochnykh samoletov* (Combat aircraft and trainer airplane peculiarity design), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 366 p.
3. Byushgens G.S., Studnev R.V. *Aerodinamika samoleta. Dinamika prodol'nogo i bokovogo dvizheniya* (Airplane aerodynamics. Dynamics of pitching and lateral motion), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 349 p.
4. Arep'ev A.N. *Proektirovanie legkikh passazhirskikh samoletov* (Light airplane design), Moscow, Izd-vo MAI, 2006, 637 p.
5. Baidakov V.B., Klumov A.S. *Aerodinamika i dinamika poleta letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamic and flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 344 p.
6. Torenvik E. *Proektirovanie dozvukovykh samoletov* (Synthesis of subsonic airplane design), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 646 p.
7. Kornev S.V., Artamonova L.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 61. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35639>
8. Anderson D., Tannehill Dzh., Pletcher R. *Vychislitel'naya gidromekhanika i teploobmen* (Computational fluid mechanics and heat transfer), Moscow, Mir, 1990, vol. 1, 384 p.
9. Bondarev E.N., Dubasov V.T., Ryzhov Yu.A., Svirshchevskii S.B., Semenchikov N.V. *Aerogidromekhanika* (Aerohydrodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 607 p.

10. Belov I.A., Isaev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techenii* (Turbulent flow modeling), Saint Petersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2001, 108 p.
11. Yun A.A., Krylov B.A. *Raschet i modelirovanie turbulentnykh techenii s teploobmenom, smesheniem, khimicheskimi reaktsiyami i dvukhfaznykh techenii v programmnom komplekse Fastest-3D* (Computation and modeling turbulent flow with heat exchange, admixture, chemical reaction and two-phase flow in software package Fastest-3D), Moscow, Izd-vo MAI, 2007, 116 p.
12. Chou P.Y. On the velocity correlations and the solution of the Equations of turbulent fluctuation, *Quarterly of Applied Mathematics*, 1945, vol. 3, pp. 38. DOI: [10.1090/QAM/11999](https://doi.org/10.1090/QAM/11999)
13. Jones W.P., Launder B.E. The prediction of laminarization with a two-equation modeling of turbulence, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1972, vol. 15 (2), pp. 301-314. DOI: [10.1016/0017-9310\(72\)90076-2](https://doi.org/10.1016/0017-9310(72)90076-2)
14. Ferziger J.H., Peric M. *Computation methods for fluid dynamics*, 3rd rev. ed., Springer-Verlag, Berlin, 2002.
15. Belov I.A. *Modeli turbulentnosti* (Turbulence models), Leningrad, LMI, 1986, 100 p.
16. Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. La Canada, California: Dew industries Inc., 1998, 537 p.
17. Budanova S.Yu., Krasavin E.E., Nikitchenko Yu.A. *Trudy MAI*, 2020, no. 112. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=116323>. DOI: [10.34759/trd-2020-112-3](https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-3)

18. Volkov V.Yu. *Chislennoe modelirovanie* (Computational modeling), Nizhnii Novgorod, Sarovskiy Inghenerhiy Zentr, 2021, 115 p.
19. Voronin I.A. Kolchev S.A., Panchuk D.V., Pesetskii V.A., Silkin A.A., Tkachenko V.V., Nguen Tkhan' Tung. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111370>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-8](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-8)
20. Pesetskii V.A. et al. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2004, vol. LXX VIII, no. 1, pp. 20-24.
21. Golovkin M.A., Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>
22. Chzhen P. *Otryvnye techeniya* (Flow separation), Moscow, Mir, 1976, vol. 3, 334 p.
23. Chernov L.G., Artamonova L.G., Radtsig A.N., Semenchikov N.V. *Aerodinamika manevrennykh samoletov (Osobennosti aerodinamicheskogo proektirovaniya)* (Aerodynamics of manoeuvrable aircraft (Features aerodynamical designing), Moscow, Izd-vo MAI-PRINT, 2008, 73 p.

Статья поступила в редакцию 15.02.2022; одобрена после рецензирования 28.02.2022; принята к публикации 20.04.2022

The article was submitted on 15.02.2022; approved after reviewing on 28.02.2022; accepted for publication on 20.04.2022.