Труды МАИ. 2026. № 150.

Trudy MAI. 2026. No. 150. (In Russ.)

Научная статья
УДК 629.7.025.11
URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=189699
EDN: https://www.elibrary.ru/CJCKIW

ПРИМЕНЕНИЕ ЛОГОС АЭРОГИДРО ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА В ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

В.К. Гунчин, М.Э. Березко, Р.Х. Арифуллин✉

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

г. Москва, Россия

✉ rharifullin@mai.ru

Цитирование: Гунчин В.К., Березко М.Э., Арифуллин Р.Х. Применение логос аэрогидро для решения задачи определения аэродинамических характеристик транспортного самолета в взлетно-посадочной конфигурации // Труды МАИ: электрон. журнал. № 150. URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=189699

Аннотация. Проведена валидация программного комплекса ЛОГОС Аэро-Гидро на примере известного эксперимента HLPW-5. Для решения валидационной задачи также использовались зарубежные программные комплексы вычислительной аэро-гидродинамики Siemens STAR-CCM+ и Ansys Fluent. Выполнен сравнительный анализ полученных результатов.

Ключевые слова: численное моделирование аэродинамических характеристик; математическое моделирование; валидационная задача; HLPW-5.

APPLICATION OF LOGOS AERO-HYDRO FOR DETERMINING THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A TRANSPORT AIRCRAFT IN HIGH-LIFT CONFIGURATION

V.K. Gunchin, M.E. Berezko, R.Kh. Arifullin✉

Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

✉ rharifullin@mai.ru

Citation: Gunchin V.K., Berezko M.E., Arifullin R.Kh. Application of logos aero-hydro for determining the aerodynamic characteristics of a transport aircraft in high-lift configuration // Trudy MAI. 2026. No. 150. (In Russ.). URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=189699

Abstract. The validation of the Logos Aero-Hydro software package was carried out using the well-known HLPW-5 experimental case. Foreign CFD software packages, Siemens STAR-CCM+ and Ansys Fluent, were also used to solve the validation problem. A comparative analysis of the obtained results is performed.

Keywords: numerical simulation of aerodynamic characteristics; mathematical modeling; validation problem; HLPW-5.

Введение

В настоящее время весьма актуальным остается вопрос импортозамещения расчётных программных комплексов, которые интенсивно используются в авиастроении. Санкционная политика стран-правообладателей расчётного программного обеспечения (ПО) и меры, принимаемые по обеспечению технологической независимости Российской Федерации [1], сподвигли авиастроительную отрасль отказываться от западных CAD/CAE/PLM систем (таких как Siemens NX, CATIA, Ansys) и активно переходить на отечественные решения (КОМПАС-3D, T-Flex, ЛОГОС, FlowVision и др.).

В Московском авиационном институте успешно внедрена в эксплуатацию российская CAE система ЛОГОС. С помощью данного программного комплекса решается широкий спектр задач – включая численное моделирование аэродинамических характеристик летательных аппаратов. При выполнении подобных работ важным этапом является валидация результатов численного моделирования. Целью настоящей работы является сопоставление результатов численного моделирования, полученных в программном комплексе ЛОГОС с результатами экспериментальных исследований. Источником экспериментальных данных задачи выбран известный семинар по численной оценке аэродинамических характеристик высоконесущих конфигураций HLPW-5 (5th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop). Это пятый международный семинар по валидации CFD (Computational Fluid Dynamics), который проходил в 2024 году (совместно с семинаром по сеточной генерации GMGW-4) и является «золотым стандартом» для проверки точности численного моделирования аэродинамических характеристик транспортного самолета во взлетно-

посадочной конфигурации [2, 3]. Кроме того, результаты этого семинара имеют важное прикладное значение, так как исследование взлётно-посадочных конфигураций транспортных самолётов весьма актуально для авиационной промышленности Российской Федерации [7, 8].

Также проведены расчёты с помощью зарубежных программных пакетов вычислительной аэродинамики Ansys Fluent и Siemens StarCCM+, что позволит качественно сравнить результаты отечественного ПО с аналогами.

Описание эксперимента HLPW-5

Эксперимент HLPW-5 (5th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop) представляет собой современный эталонный тест для оценки точности численных методов (CFD) при моделировании аэродинамических характеристик транспортных самолетов во взлетно-посадочной конфигурации. Данный семинар, проводился под эгидой Американского института аэронавтики и астронавтики (AIAA). Его цель – продемонстрировать возможности современных вычислительных CFD кодов по определению максимального коэффициента подъемной силы транспортного самолета во взлетно-посадочной конфигурации, что является критически важным при проектировании и сертификации авиационной техники.

В качестве объекта исследования используется модель CRM-HL (Common Research Model — High Lift) [4]. Это общедоступная геометрическая модель (рисунок 1), разработанная NASA и компанией Boeing, которая представляет собой типичный современный широкофюзеляжный дальнемагистральный самолет с трансзвуковым крылом большого удлинения $\lambda = 9$ и стреловидностью $\chi^{0.25} = 35^0$ по линии четвертей хорд.

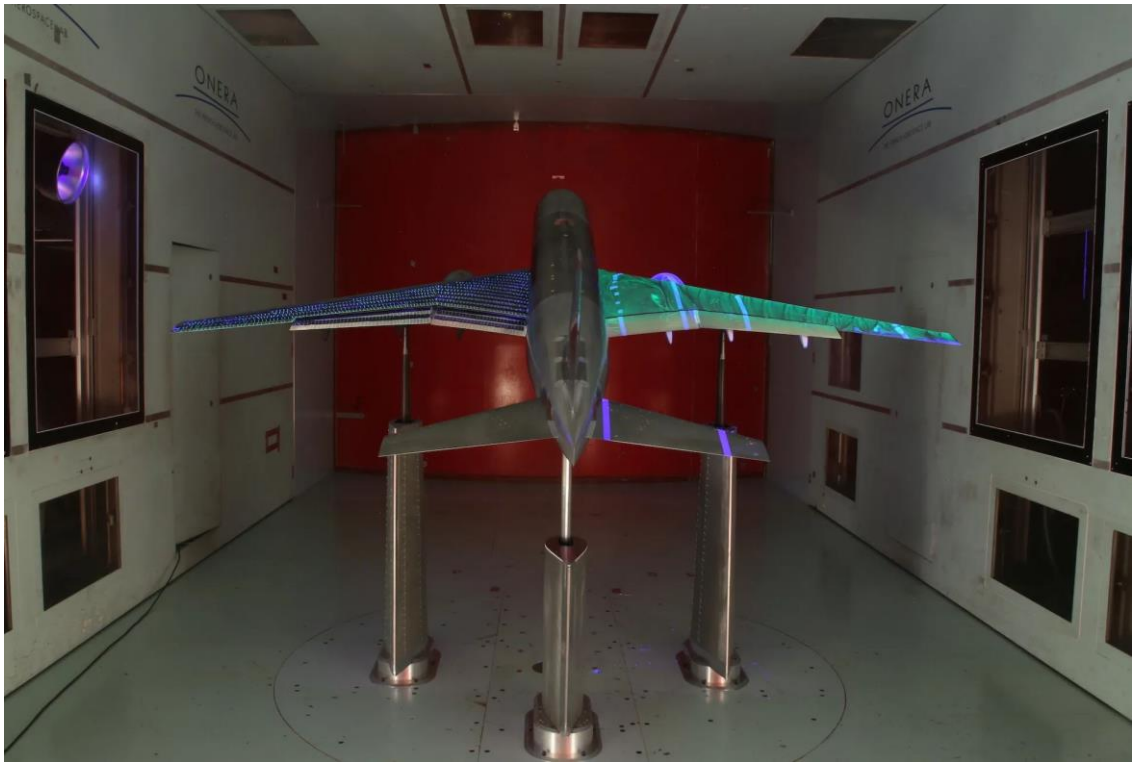


Рисунок 1 – CRM-HL в рабочей части аэродинамической трубы ONERA

В отличие от упрощенных моделей предыдущих поколений, геометрия CRM-HL для HLPW-5 характеризуется высокой степенью детализации, максимально приближенной к полноразмерному транспортному самолету. Для семинара было разработано и испытано 6 вариантов моделей, в различных конфигурациях [9]. В настоящей работе используется конфигурация Case 2.3: ONERA_LRM-WBSFHV – модель с оперением, обтекателями приводов механизации и выпущенным на 20 градусов предкрылком, а также выпущенным на 37 градусов однощелевым закрылком.

Опорные экспериментальные данные для валидации были получены в ходе серии испытаний в аэродинамических трубах NASA и ONERA. Эксперименты проводились при следующих параметрах набегающего потока [6]:

– Число Маха (M): 0.2;

– Число Рейнольдса (Re): 5.49×10^6 (расчет ведется по средней аэродинамической хорде CAX = 275.8 дюйма);

– Температура: 287.6 K;

– Турбулентность потока: Интенсивность турбулентности в рабочей части трубы составляет менее 0.1%, что соответствует «спокойной» атмосфере.

Основной сложностью моделирования кейса HLPW-5 является корректное предсказание взаимодействия спутных следов от элементов механизации с пограничными слоями на несущих поверхностях. В частности, след от приводов механизации предкрылка, проходя над поверхностью основного крыла, взаимодействует с пограничным слоем и попадает на закрылок, образуя сложную структуру [10].

Для решения валидационной задачи была выбрана геометрия Case 2.3: ONERA_LRM-WBSFHV (рисунок 2).

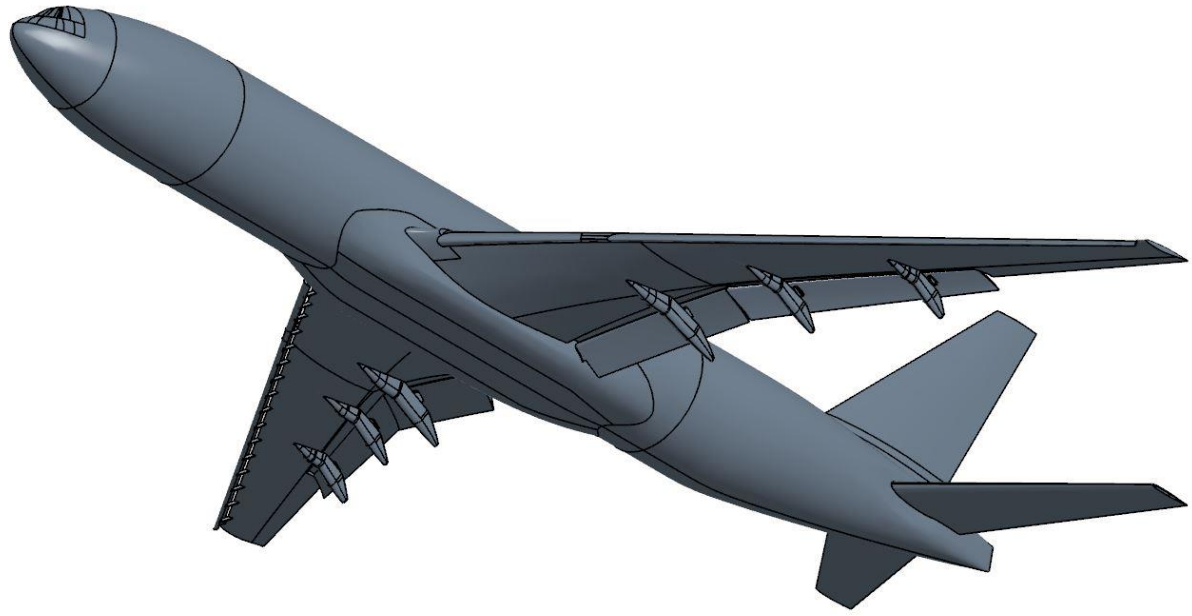


Рисунок 2 – CAD модель Case 2.3: ONERA_LRM-WBSFHV

Описание дискретных моделей и настроек решателей

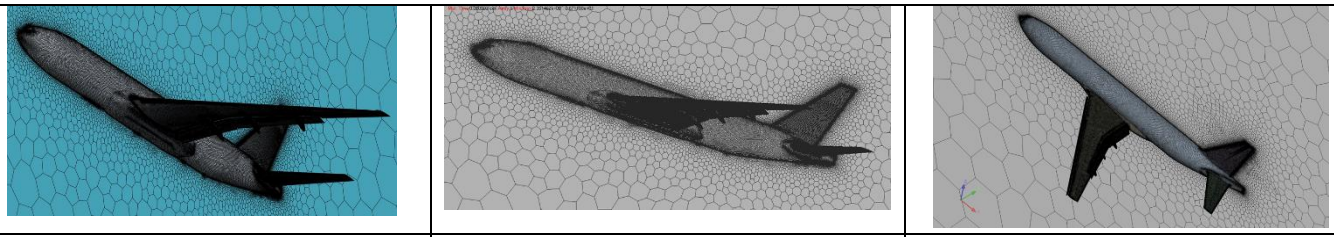
Для решения валидационной задачи были использованы следующие расчетные коды: Siemens STAR-CCM+, Ansys Fluent и ЛОГОС Аэро-Гидро. Каждый из представленных программных комплексов имеет в комплекте развитые инструменты для построения неструктурированных расчетных сеток. Данные сеточные генераторы были использованы для создания расчетных сеток, которые соответствовали степени дискретизации модели, представленной в таблице 1. Все построенные сетки неструктурированные, полиэдрические.

Таблица 1

Параметры расчетной сетки

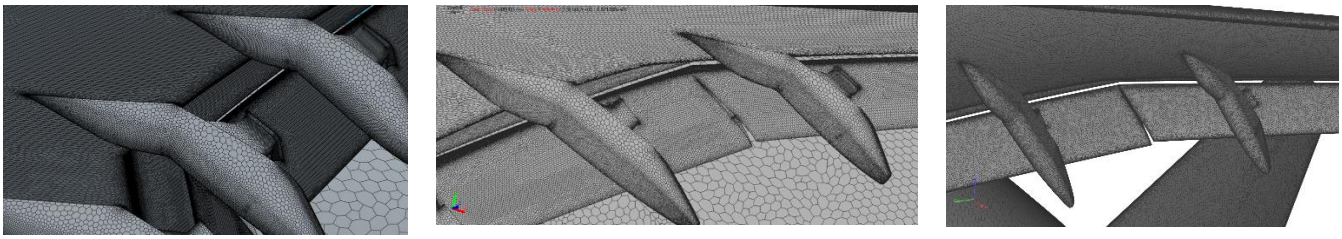
Параметр	Значение
Тип сетки	Неструктурированная, полиэдрическая
Количество призматических слоев	21
Параметр Y+	<1.0
Максимальный размер ячейки на поверхности крыла (м)	0.10
Минимальный размер ячейки на поверхности крыла (м)	0.07
Максимальный размер ячейки на поверхности фюзеляжа (м)	0.20
Коэффициент роста ячеек в объеме	1.15

На рисунках 3 – 5 представлены дискретные модель, созданные в программных комплексах Siemens STAR-CCM+, Ansys Fluent и ЛОГОС Аэро-Гидро.



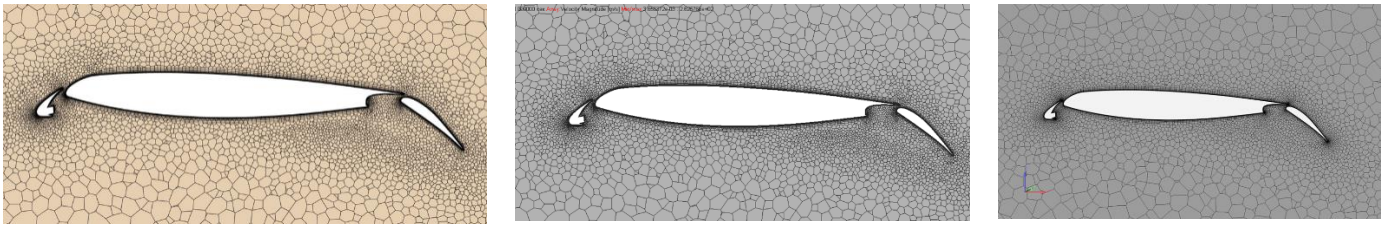
а) б) в)

Рисунок 3 – Общий вид расчётных сеток:
а) Siemens STAR-CCM+. б) ЛОГОС Аэро-Гидро. в) Ansys Fluent



а) б) в)

Рисунок 4 – Сеточная дискретизация обтекателей приводов закрылков:
а) Siemens STAR-CCM+. б) ЛОГОС Аэро-Гидро. в) Ansys Fluent



а) б) в)

Рисунок 5 – Сечение расчетной области плоскостью XY Z=8.0 м: а) Siemens STAR-CCM+. б) ЛОГОС Аэро-Гидро. в) Ansys Fluent

Настройки решателя Siemens STAR-CCM+, Ansys Fluent и ЛОГОС Аэро-Гидро представлены в таблице 2.

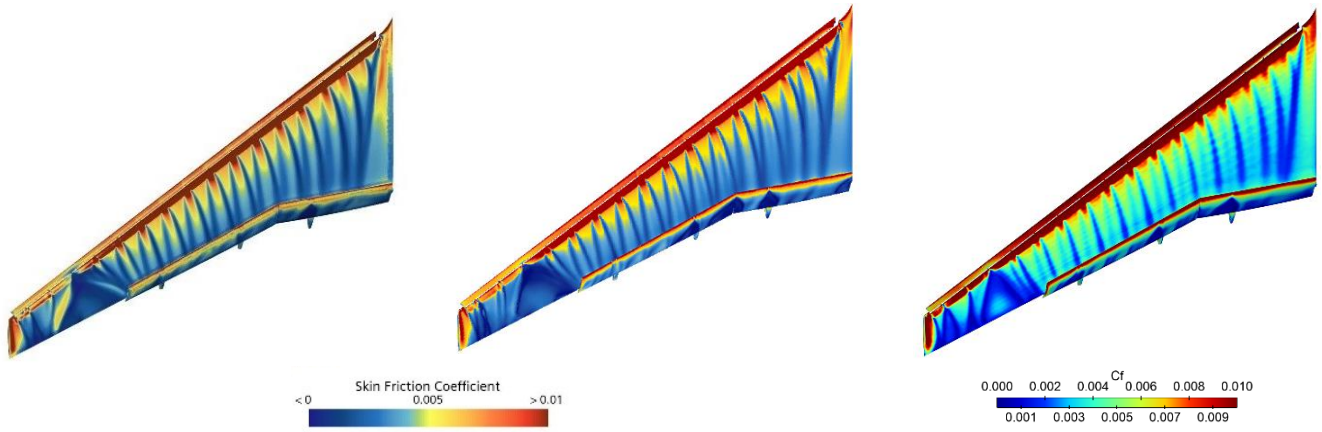
Таблица 2

Настройки решателей используемых расчётных пакетов

Настройка решателя	Siemens STAR-CCM+	ЛОГОС Аэро-Гидро	Ansys Fluent
Тип решателя	Стационарный	Стационарный	Стационарный Density-Based Solver
Модель турбулентности	Spalart-Allmaras+QCR	Spalart-Allmaras	Spalart-Allmaras
Порядок точности	2-ой	2-ой	Старт расчёта на 1-м порядке точности. Переключение на 2-й порядок после 1000 итераций
Поправка на кривизну линий тока	Включено	Включено	Включено

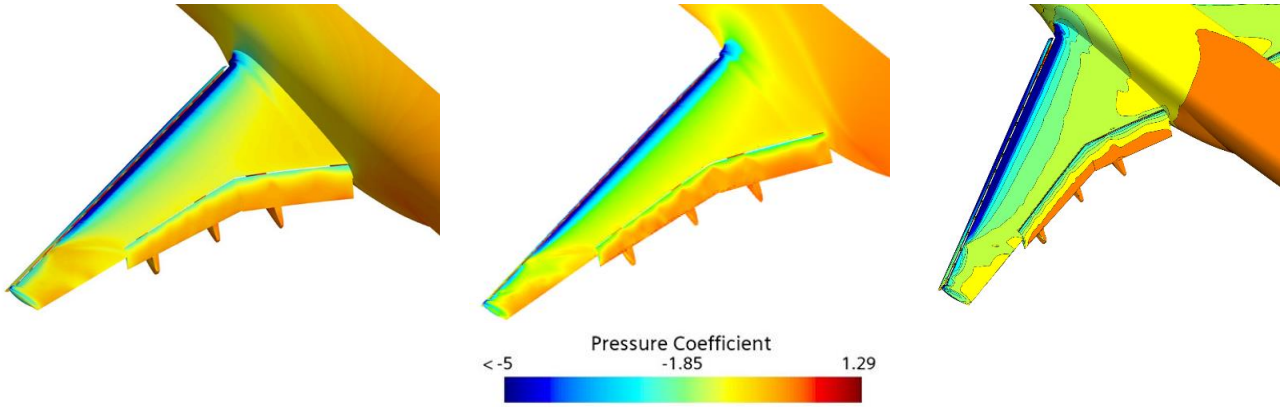
Результаты численного моделирования

На рисунках 6 – 7 представлены результаты расчетов в программных комплексах Siemens STAR-CCM+, Ansys Fluent и ЛОГОС Аэро-Гидро.



а) б) в)

Рисунок 6 – Распределение коэффициента поверхностного трения на крыле планера для угла атаки α=17.7°: а) Siemens STAR-CCM+. б) ЛОГОС Аэро-Гидро. в) Ansys Fluent



а) б) в)

Рисунок 7 – Распределение коэффициента давления по поверхности планера для угла атаки α=17.7°: а) Siemens STAR-CCM+. б) ЛОГОС Аэро-Гидро. в) Ansys Fluent

На рисунках 8 и 9 представлены графики интегральных аэродинамических характеристик всех трех решателей.

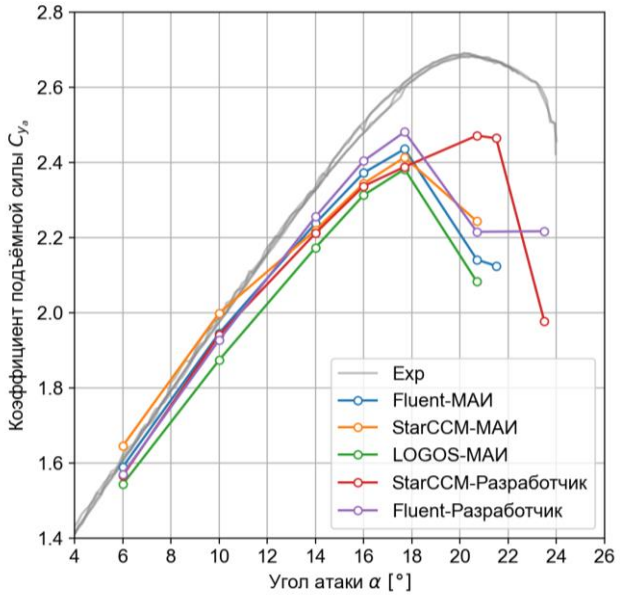


Рисунок 8 – Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки

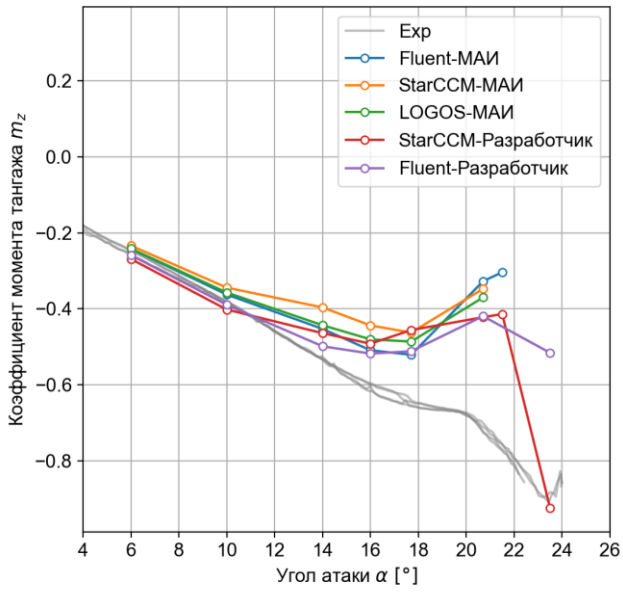


Рисунок 9 – Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

Заключение

В настоящей работе проведена валидация программного кода ЛОГОС по расчёту аэродинамических характеристик транспортного самолёта во взлётно-посадочной конфигурации. По результатам работы можно сделать следующие выводы:

– численные расчёты, выполненные в ЛОГОС, демонстрируют хорошее согласование с экспериментальными данными в области малых углов атаки по коэффициенту подъёмной силы, а также согласуются с результатами, получаемыми с использованием других современных CFD-пакетов;

– в области больших углов атаки наблюдаются расхождения с экспериментом, что является типичной особенностью RANS-подхода и согласуется с результатами расчётов, выполненных в зарубежных программах;

– в целом, результаты, полученные в ЛОГОС, по точности и характеру изменения аэродинамических коэффициентов сопоставимы с данными, получаемыми в ведущих CFD-программных комплексах, что подтверждает корректность и конкурентоспособность реализованных численных моделей и алгоритмов.

Уточнение аэродинамических характеристик, получаемых по результатам численного моделирования, может быть получено:

– при использовании моделей турбулентности, учитывающих ламинарно-турбулентный переход;

– при использовании гибридных подходов расчёта турбулентности;

– при нестационарной постановке задачи.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Указ Президента Российской Федерации от 30.03.2022 № 166 «О мерах

по обеспечению технологической независимости и безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации» // Собрание законодательства Российской Федерации. — 2022. — № 14. — Ст. 2242.

2. NASA Langley Research Center. 5th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (HLPW-5) [5-й семинар AIAA по прогнозированию аэродинамических характеристик механизированного крыла] [Электронный ресурс]. — 2024. — URL: https://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop5.html (дата обращения: 14.02.2026).

3. HLPW-5 Committee. HLPW-5 Test Cases [Описание тестовых расчетных случаев HLPW-5] [Электронный ресурс]. — 2024. — URL: https://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop5/Documents/HLPW5_Test_Cases_v1.8.pdf (дата обращения: 14.02.2026).

4. Lacy D. S., Sclafani A. J. Development of the High Lift Common Research Model (HL-CRM): A Representative High Lift Configuration for Transonic Transports // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA SciTech 2016 Forum). — San Diego : AIAA, 2016. — AIAA Paper 2016-0308. — URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2016-0308 (дата обращения: 14.02.2026).

5. Clark A. M., Rumsey C. L., Slotnick J. P., Wang L. High-Lift Prediction Workshop 5: Overview and Workshop Summary // AIAA SciTech 2025 Forum. — Orlando : AIAA, 2025. — AIAA Paper 2025-0045. — URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2025-0045 (дата обращения: 14.02.2026).

6. Rumsey C. L., Slotnick J. P., Woeber C. D. Fourth High-Lift Prediction/Third Geometry and Mesh Generation Workshops: Overview and Summary // Journal of Aircraft. — 2023. — Vol. 60, no. 4. — P. 1160–1177. — URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.C037168 (дата обращения: 14.02.2026).

7. Березко М. Э., Шевяков В. И. Численная оптимизация положения механизации задней кромки профиля крыла самолета транспортной категории в посадочной конфигурации // Вестник МАИ. — 2024. — Т. 31, № 4. — С. 38–47.

8. Брагин Н. Н., Заварзина Е. А., Волков А. И., Крутов А. А., Кузин С. А., Пигусов Е. А. Особенности обтекания механизированного крыла в схеме «среднеплан» [Электронный ресурс] // Труды МАИ. — 2026. — № 146. — URL:

https://trudymai.ru/published.php?ID=187447 (дата обращения: 14.02.2026).

References

1. Decree of the President of the Russian Federation No. 166 of March 30, 2022 "On Measures to Ensure Technological Independence and Security of the Critical Information Infrastructure of the Russian Federation" // Sobranie Zakonodatel'stva Rossiiskoi Federatsii (Collection of Legislative Acts of the Russian Federation). — 2022. — No. 14. — Art. 2242.

2. NASA Langley Research Center. 5th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (HLPW-5) [Electronic resource]. — 2024. — URL: https://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop5.html (accessed: 14.02.2026).

3. HLPW-5 Committee. HLPW-5 Test Cases [Electronic resource]. — 2024. — URL:https://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop5/Documents/HLPW5_Test_Cases_v1.8.pdf (accessed: 14.02.2026).

4. Lacy D. S., Sclafani A. J. Development of the High Lift Common Research Model (HL-CRM): A Representative High Lift Configuration for Transonic Transports // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA SciTech 2016 Forum). — San Diego: AIAA, 2016. — AIAA Paper 2016-0308. — URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2016-0308 (accessed: 14.02.2026).

5. Clark A. M., Rumsey C. L., Slotnick J. P., Wang L. High-Lift Prediction Workshop 5: Overview and Workshop Summary // AIAA SciTech 2025 Forum. — Orlando: AIAA, 2025. — AIAA Paper 2025-0045. — URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2025-0045 (accessed: 14.02.2026).

6. Rumsey C. L., Slotnick J. P., Woeber C. D. Fourth High-Lift Prediction/Third Geometry and Mesh Generation Workshops: Overview and Summary // Journal of Aircraft. — 2023. — Vol. 60, No. 4. — P. 1160–1177. — URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.C037168 (accessed: 14.02.2026).

7. Berezko M. E., Shevyakov V. I. Numerical Optimization of the Position of the Trailing-Edge High-Lift Devices of a Transport Category Aircraft Wing Airfoil in Landing Configuration // Vestnik MAI (Herald of the Moscow Aviation Institute). — 2024. — Vol. 31, No. 4. — P. 38–47.

8. Bragin N. N., Zavarzina E. A., Volkov A. I., Krutov A. A., Kuzin S. A., Pigusov E.

A. Flow Features of a Mechanized Wing in a Mid-Wing Layout // Trudy MAI (Proceedings of the Moscow Aviation Institute) [Electronic resource]. — 2026. — No. 146. — URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=187447 (accessed: 14.02.2026).

Информация об авторах

Виталий Константинович Гунчин, инженер-конструктор 2 категории ЦКК МАИ, г. Москва, Россия; e-mail: gunchinvk@mai.ru

Максим Эдуардович Березко, ст. преподаватель кафедры 106 МАИ, г. Москва, Россия; e-mail: berezkome@mai.ru

Ринат Хайдярович Арифуллин, вед. инженер лаборатории «Математическое моделирование» НИО-101, МАИ, г. Москва, Россия; e-mail: rharifullin@mai.ru

Information about the authors

Vitaly K. Gunchin, Design Engineer, 2nd Category, TsKK MAI (Central Design Bureau), Moscow, Russia; e-mail: gunchinvk@mai.ru

Maxim E. Berezko, Senior Lecturer, Department 106, MAI (Moscow Aviation Institute), Moscow, Russia; e-mail: berezkome@mai.ru

Rinat Kh. Arifullin, Lead Engineer, Laboratory of Mathematical Modeling, NIO-101, MAI (Moscow Aviation Institute), Moscow, Russia; e-mail: rharifullin@mai.ru

Получено 19 мая 2026 ● Принято к публикации 19 сентября 2026 ● Опубликовано 28 октября 2026
Received 19 May 2026 ● Accepted 19 September 2026 ● Published 28 October 2026