

Validation of Computer Code UST3D by the Example of Calculating the Aerodynamic Characteristics of the X-34 Vehicle under Various Parameters

K. Zinin, A. Panasenko, S. Surzhikov

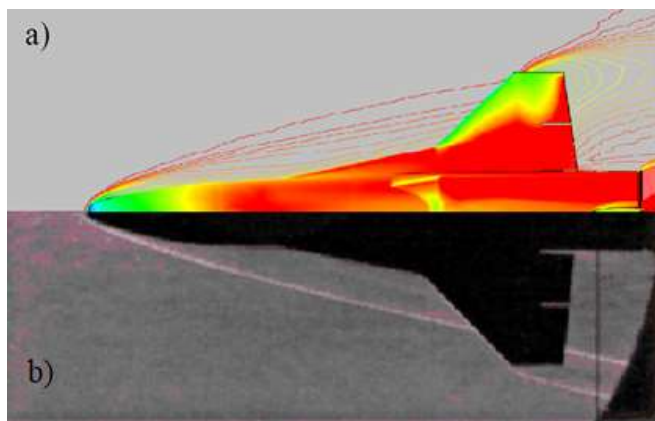
*Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russia*

kir-zinin@yandex.ru

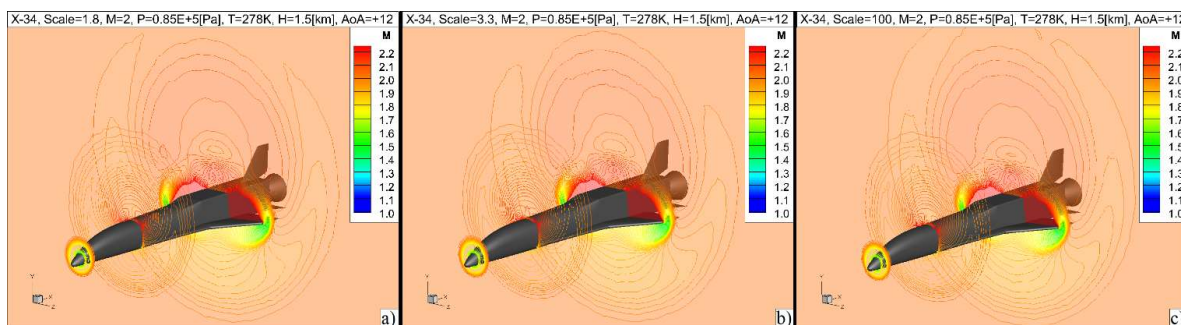
Abstract

In the framework of the validation experiment conducted in this work, the aerodynamic characteristics of the X-34 vehicle were studied with variations in various angles of attack, Mach numbers, and model scales. The digital calculation was carried out using the computer code UST3D, developed in the laboratories of radiation gas dynamics of the IPMech RAS. This calculation module is designed for numerical integrated Navier–Stokes equations on tetrahedral unstructured grids. Based on the results of the work, satisfactory agreement was obtained on the nature of the flow and aerodynamic coefficient for models of different scaling, which are in reasonable agreement with the experiment.

Keywords: flight simulation of the X–34 vehicle, various scales of the model, gas dynamics, validation experiment



Comparison of the experimental (b) and calculated (a) picture in the XY plane for the $M = 6$ and the angle of attack $\alpha = 15^\circ$



Comparison of Mach number fields in YZ sections for $M = 6$, $P = 85103 \text{ Pa}$ and the angle of attack $\alpha = +12^\circ$ for various scales models a) – 1.8 %, b) – 3.3 %, c) – 100 %

УДК533.6:004.94

Валидация компьютерного кода UST3D на примере расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата Х–34 при различных параметрах

К.М. Зинин, А.В. Панасенко, С.Т. Суржиков

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101, корп. 1*

kir-zinin@yandex.ru

Аннотация

В рамках валидационного эксперимента, проводимого в данной работе, были исследованы аэродинамические характеристики летательного аппарата Х–34 при вариации различных углов атаки, чисел Маха и масштабов модели. Численный расчет проводился с использованием компьютерного кода UST3D, разработанного в лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН. Данный расчетный модуль предназначен для численного интегрирования уравнений Навье – Стокса на тетраэдральных неструктурированных сетках. По итогам проведенной работы было продемонстрировано удовлетворительное согласие по характеру потока и аэродинамическим коэффициентам для моделей различных масштабов, которые находятся в разумном согласии с экспериментом.

Ключевые слова: моделирование полета аппарата Х–34, разномасштабные модели, газовая динамика, валидационный эксперимент.

1. Введение

В последнее время набирает популярность тенденция создания сложных инженерных систем проектирование которых строится в основном на данных, полученных с помощью численного моделирования.

До недавнего времени вычислительные методы рассматривались как вспомогательный инструмент, обеспечивающий математическое сопровождение экспериментальных исследований. В последнее десятилетие в области новых технологий наблюдаются тенденции к использованию инженерных систем, полностью спроектированных с применением численного моделирования, при этом эксперимент все чаще стоит на службе вычислительной газовой динамики. Следовательно, проведение валидации компьютерных кодов является первостепенной задачей сообщества исследователей в данной области.

В связи с вышеизложенным, большой интерес представляет летательный аппарат (ЛА) Х–34 (рис. 1), так как для него имеется большое количество опубликованных экспериментальных данных.

Х–34 это беспилотный суборбитальный летательный аппарат, который использовался в качестве летного испытательного стенда, демонстрирующего ключевые возможности и технологии применимые к многократным сверхзвуковым летательным аппаратам. Номинальная траектория движения ЛА представлена на рис. 2.

Ключевыми отработываемыми технологиями, при конструировании и эксплуатации, являлись:

- легкие композитные конструкции планера, не требующие скрупулезной инспекции;

- многоразовые теплоизолированные топливные баки и другие компоненты топливной системы из композиционных материалов;
- перспективные системы теплозащиты, способные выдерживать полет на дозвуковой скорости во время дождя и тумана;
- интегрированное (встроенное) бортовое радиоэлектронное оборудование, в том числе дифференциальная система глобального позиционирования и инерциальная навигационная система;
- интегрированная автоматизированная система мониторинга и проверки состояния аппарата и его бортовых систем;
- усовершенствованные системы сбора полетных данных, заменяющие традиционные приемники воздушного давления и датчики крена, не выдерживающие спуск в атмосфере при высоких температурах;
- возможность безопасного прерывания полета с автоматическим заходом на посадку и приземление при боковом ветре в 38 км/ч (20 узлов).



Рис.1. Экспериментальный суборбитальный ЛА Х-34

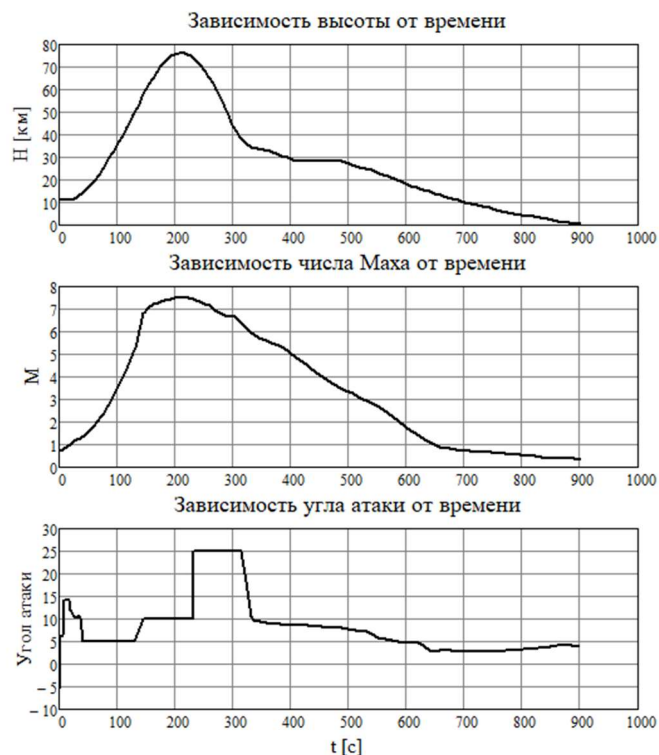


Рис. 2. Траектория движения Х-34

Программа X-34 предусматривала запуск с самолета-носителя при достижении им проектных параметров, числа Маха ~ 0.7 и высоты ~ 11.5 километров (38000 футов), с последующим разгоном аппарата до скорости ~ 7 М, достижении проектной высоты ~ 76 км (250000 футов) и дальнейшей автономной посадки при различных внешних условиях [1].

При подъеме X-34 поддерживает низкий угол атаки, около 5° , за исключением начальной транзвуковой фазы сразу после отстыковки от носителя. Здесь ЛА наклоняется к более высокому углу атаки $\sim 13^\circ$, чтобы быстро установить крутой угол траектории полета, для наискорейшего вывода аппарата из нижних слоев атмосферы. При спуске угол атаки первоначально поддерживается на уровне 25° , а затем постепенно уменьшается. Для данной программы запуска максимальное число Маха составляет 7.2 на высоте ~ 76 км (250000 футов).

Расчеты, выполненные в данной работе, проведены с учетом результатов серии аэродинамических испытаний, выполненных на четырех установках **NASA Langley Research Center (LaRC)**. Приведем краткое описание использованных аэродинамических труб.

1. LaRC Low Turbulence Pressure Tunnel (LTPT) [2]

Это однонаправленная аэродинамическая труба низкого давления замкнутого типа с размерами испытательной секции 0.91 на 2.29 м. Установка может находиться под давлением от 1 до 10 атмосфер, что позволяет варьировать число Рейнольдса. Низкий уровень турбулентности достигается благодаря использованию большого коэффициента сжатия и нескольких мелкоячеистых сеток в форкамере. Наличие механизмов изменения угла атаки и крена позволяют варьировать положение модели в пространстве.

2. LaRC 16-Foot Transonic Tunnel (16ftTT) [3]

Транзвуковая труба исследовательского центра NASA 16ftTT является замкнутой, однопроводной, непрерывной с тестовой камерой, имеющей щелевые стенки. Рабочим телом является воздух, он же служит и для охлаждения установки. Число Маха варьируется от 0.2 до 1.3, а угол атаки может доходить до 25° . Для достижения чисел Маха свыше 1.05 помимо использования вентилятора главного привода необходимо откачивать воздух из тестовой секции. Рабочая часть установки имеет восьмиугольную форму с поперечным размером 4.7 метра, продольный размер камеры составляет 6.7 метра для чисел Маха до 1 и 2.4 метра для чисел Маха свыше 1.

3. LaRC Unitary Plan Wind Tunnel (UPWT-1,2) [4]

Силовая установка NASA UPWT представляет собой трубу высокого давления с двумя испытательными секциями 1.22 на 2.13 метра. Основными элементами установки являются приводная система мощностью 100000 л.с., система подачи и откачки сухого воздуха, система охлаждения и соединительный воздухопровод, обеспечивающий расчетные значения воздушного потока для испытательных секций. Внутренний канал аэродинамической трубы предназначен для работы при давлении от близкого к вакууму до 10 атм. Секция с малым числом Маха покрывает диапазон от 1.46 до 2.86, а секция с большим числом Маха покрывает диапазон от 2.3 до 4.63. Стенки сопла асимметричны, а нижняя стенка сопла перемещается в продольном направлении, чтобы обеспечить необходимое изменение относительного расширения. Механизм установки модели позволяет поддерживать углы тангажа от -12° до $+22^\circ$, рысканья от -14° до $+14^\circ$ и крена до 310° .

4. LaRC 20-Inch Mach 6 Air Tunnel [5]

Данная аэродинамическая труба в качестве рабочего газа использует нагретый, сухой фильтрованный воздух. Номинальные условия эксплуатации установки являются давление от 30 до 500 фунтов на квадратный дюйм, температура от 750 до 1000 R и число Рейнольдса от 0.5×10^6 до 8×10^6 . Двумерное контурное сопло используется для обеспечения чисел Маха от 5.8 до 6.1. Тестовая камера имеет габариты 50.93 на 50.8 сантиметров. Максимальное время работы установки составляет 15 минут. Время выполнения тестовых испытаний для X-34 составляет порядка 2 минут.

В рамках проведенной серии экспериментов на модели Х–34 использовались различные масштабы 1.8 %, 3.3 %, 100 % от реального размера. Характерные измерения разномасштабных ЛА приведены в таблице 1 [6]. Большинство экспериментальных данных (все, кроме данных с числом Маха 0.25) были получены с моделями, представляющими новейшую геометрическую конфигурацию. Различия геометрии ЛА заключались в измененных углах наклона передней кромки крыльев и носовой части. Обусловлено это тем, что на более поздних моделях было учтено наличие теплозащитного покрытия, имеющего неоднородную толщину.

Таблица 1

Характерные измерения

	100%	3.3%	1.8%
Площадь крыла, см ²	332128.4	369	111.4
Хорда крыла, см	443.23	14.77	8.12
Размах крыльев, см	844.55	28.15	15.47
Длина аппарата, см	1643.13	55	30.22

Согласно представленным данным в [1, 7] была составлена таблица 2, в которой представлены номинальные условия потока и информация о проведенных экспериментах.

Таблица 2

Экспериментальная отработка Х–34

Установка	Масштаб	Входные параметры		
		М	ρ [эрг/см ³]	T [К]
LTPT	0.1 (10%)	0.25	3116916	296.135
16ft TT	0.033 (3.3%)	0.4	850476	315.025
		0.6	744559	303.358
		0.8	622934	288.356
		0.85	591967	283.912
		0.9	561449	279.467
		0.925	546190	277.8
		0.95	531379	275.578
		0.98	513427	272.8
		1.05	472586	266.132
		1.1	444761	261.688
UPWT-1	0.033 (3.3%)	1.25	366670	247.798
		1.6	227542	215.017
		1.8	180418	197.238
UPWT-2	0.033 (3.3%)	2.0	143616	180.57
		2.5	89311	150.568
		3.0	54305	121.121
		4.0	21991	80.562
20-Inch Mach 6	0.018 (1.8%)	4.6	13015	65.005
		6	2244	60.005
		6	4937	61.672
		6	10322	61.672
		6	15259	63.338

2. Моделирование

В проведенных расчетах использовался компьютерный код UST3D [8] (UnStructured Tetrahedral 3 – Dimensional) разработанный в лаборатории радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН. Данный код предназначен для расчета основных газодинамических параметров течения и аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Результатом работы данного кода являются трехмерное распределение полей давления, плотности, температуры, числа Маха, компонент скорости. Вычисляются значения нормальной и осевой сил, а также соответствующие аэродинамические коэффициенты.

Данный компьютерный код может быть использован для моделирования процессов гиперзвукового обтекания аппаратов в широком диапазоне входных параметров.

Постановка задачи подразумевает необходимость численного решения трехмерной нестационарной системы уравнений Навье – Стокса. Модуль UST3D осуществляет численное интегрирование данной системы с использованием метода расщепления по физическим процессам. Исследуемая модель летательного аппарата представлена на рис. 3.

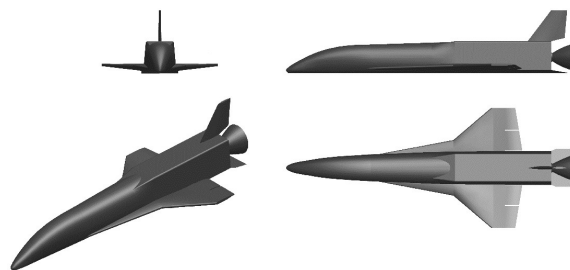


Рис. 3. Виртуальная модель Х–34

Расчеты выполнены с использованием тетраэдральной неструктурированной сетки (рис. 4) со следующими параметрами (табл. 3):

$N_{el} = 4\,916\,505$ – количество элементов,

$N_{points} = 875\,947$ – количество узлов,

$N_{surf,el} = 160\,292$ – количество элементов на поверхности,

$N_{fict,el} = 221\,872$ – количество фиктивных элементов.

Наименьший линейный размер тетраэдральной ячейки у поверхности аппарата составляет величину ~ 0.1 мм для масштаба модели 1.8 % от реального размера.

Таблица 3

Варьируемые параметры валидационного эксперимента

Масштаб модели ЛА	M	P [Па]	T [K]	Угол атаки
0.018 (1.8%)	2	14362	181	– 5, 0, + 5, + 10, + 15, + 20, + 25
0.018 (1.8%)	6	236	60	
0.018 (1.8%)	6	1526	64	+10, + 20
0.033 (3.3%)				
1 (100%)				
0.018 (1.8%)	2	85×10^3	278	+ 4, + 8, + 12, + 16
0.033 (3.3%)				
1 (100%)				

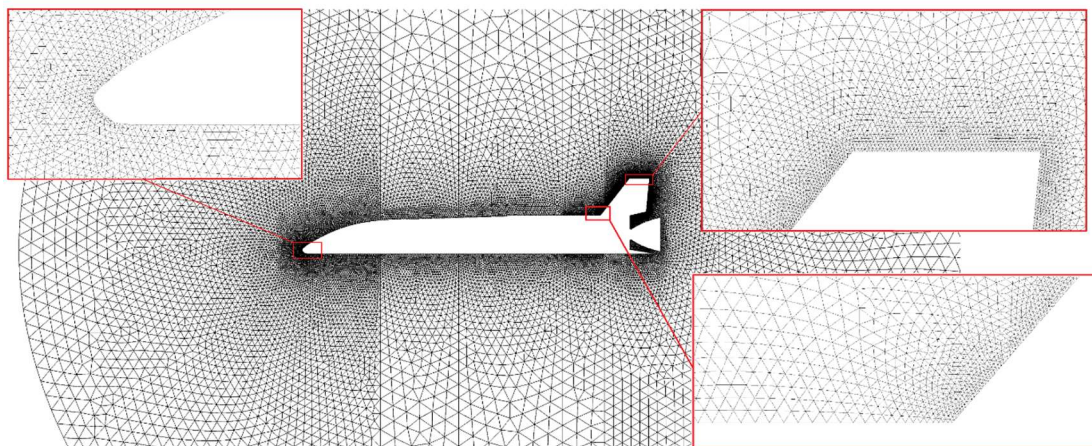


Рис. 4. Расчетная сетка в плоскости XY

3. Описание результатов

На рис. 5 представлено сравнение расчетных и экспериментальных аэродинамических коэффициентов C_D , C_L при различных углах атаки для чисел Маха 2 и 6. Данные результаты были получены для модели, масштаб которой составлял 1.8 %. На представленных зависимостях можно увидеть, неплохое совпадение при сравнительно небольших углах атаки.

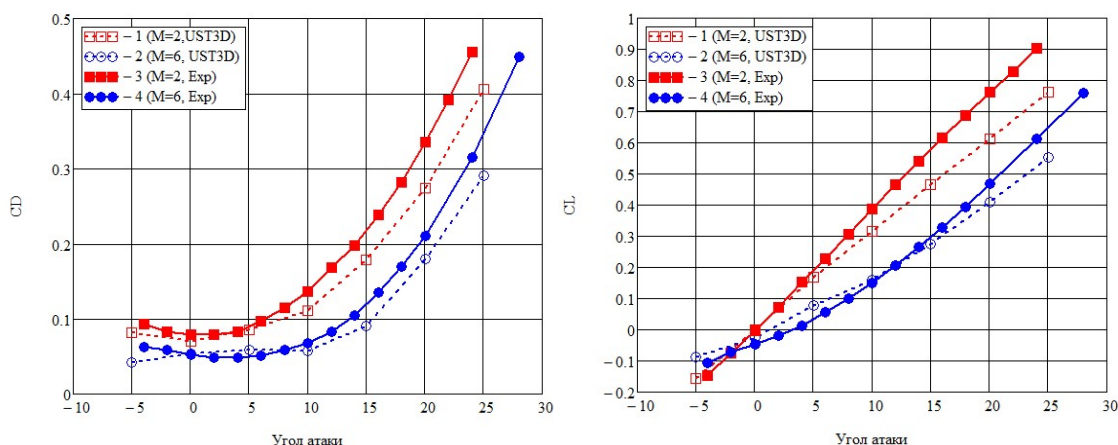


Рис. 5. Зависимость коэффициентов C_D , C_L от угла атаки для чисел Маха $M=2$ и 6, $P_1=236$ Па; 1, 2— расчетные значения; 3, 4— экспериментальные

На рис. 6 представлено сравнение расчетных и экспериментальных аэродинамических коэффициентов C_D , C_L при различных углах атаки для числа Маха $M=6$. Расчетные данные были получены для моделей масштаб которых составлял 1.8 %, 3.3 %, 100 %. Сравнительный анализ показывает, что при использовании моделей различных конфигураций, аэродинамические характеристики немного отличаются, что может быть обусловлено погрешностями при пересчете коэффициентов относительно использования S_{ref} . Наиболее приближенными к эксперименту оказываются данные, полученные для масштаба 3.3 % от реального размера.

В таблице экспериментальной отработки для аэродинамической трубы 20-Inch Mach 6 при $M=6$ было представлено несколько рабочих давлений, которые были использованы в качестве начальных условий набегающего потока, а именно давления 236 и 1526 Па. На рис. 7 представлено сравнение расчетных (при различных давлениях набегающего потока) аэродинамических коэффициентов C_D , C_L при различных углах атаки. Расчетные данные были получены для моделей, масштаб которых составлял 1.8 %, 3.3 %, 100 %. Полученные зависимости демонстрируют близкое соответствие коэффициентов для масштаба 1.8 %.

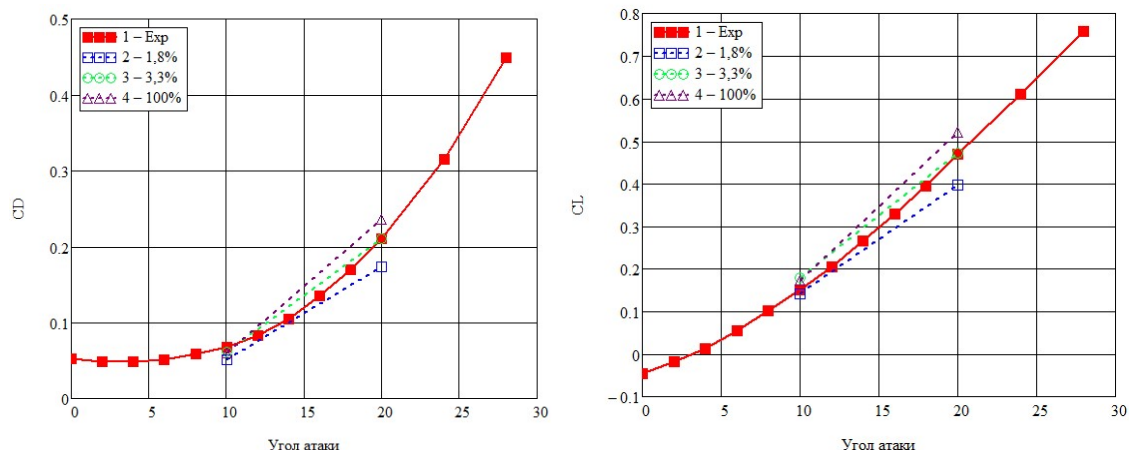


Рис. 6. Зависимость коэффициентов C_D , C_L от угла атаки для $M=6$ и $P_2=1526$ Па; 1– экспериментальные значения; 2, 3, 4– расчетные значения при масштабах 1.8%, 3.3% и 100% соответственно

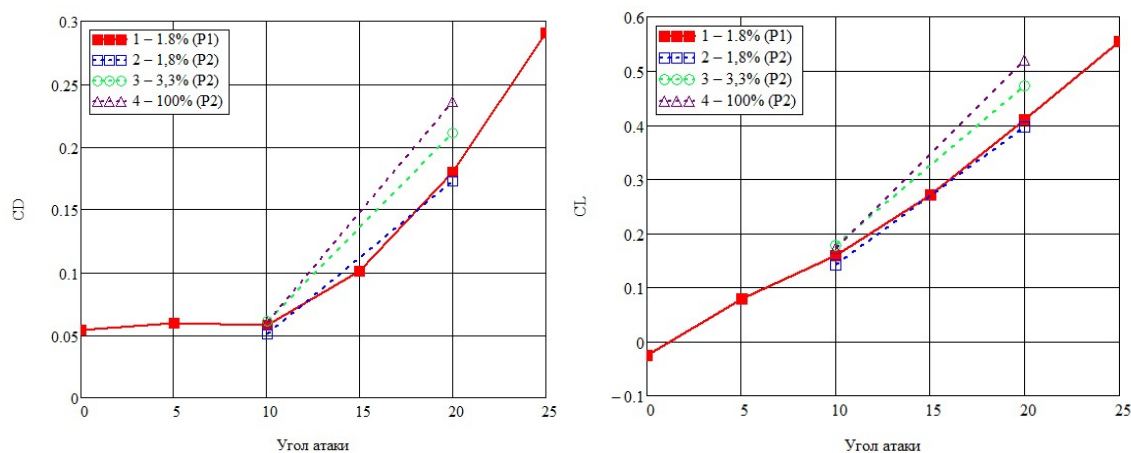


Рис. 7. Зависимость коэффициентов C_D , C_L от угла атаки для $M=6$ и $P_1=236$ Па, $P_2=1526$ Па; 1 – расчетные значения при P_1 ; 2, 3, 4 – расчетные значения для P_2 при масштабах 1.8 %, 3.3 % и 100 % соответственно

На рис. 8 представлено сравнение расчетных (для высоты 1.5 км) и экспериментальных аэродинамических коэффициентов C_D , C_L при различных углах атаки для числа Маха 6. Расчетные данные были получены для моделей 1.8 %, 3.3 % и 100 %.

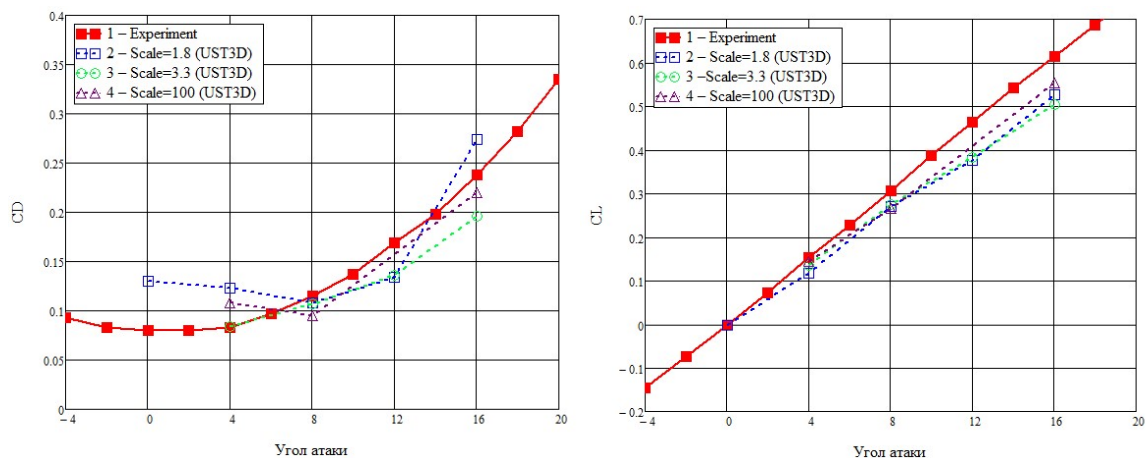


Рис. 8. Зависимость коэффициентов C_D , C_L от угла атаки для $M=6$ и $P_3=85103$ Па; 1 – экспериментальные значения; 2, 3, 4 – расчетные значения для P_2 при масштабах 1.8 %, 3.3 % и 100 % соответственно

На рис. 9 и 10 представлено сравнение расчетных (поле распределения числа Маха) и экспериментальных [9] полей течения в плоскостях XY и XZ соответственно. Из сопоставления картин течения можно отметить, что численные расчеты дают результаты схожие с экспериментальными.

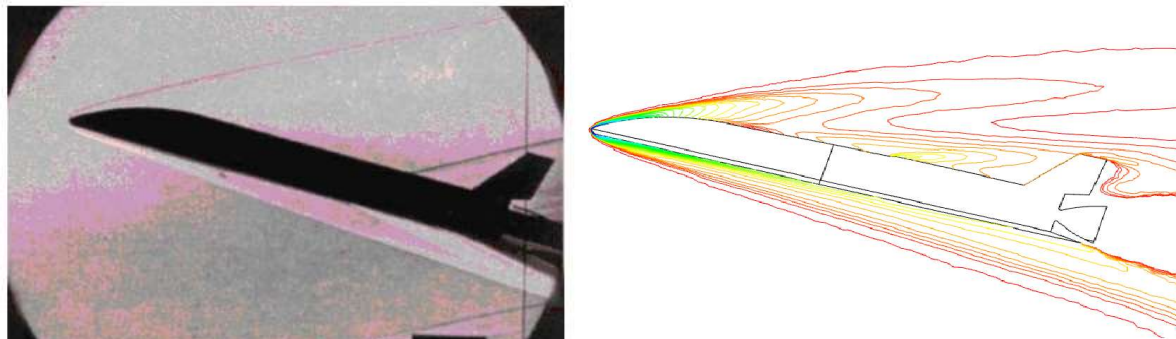


Рис. 9. Сравнение экспериментальной и расчетной картин течения в плоскости XY для числа Маха $M = 6$ и угла атаки 15°

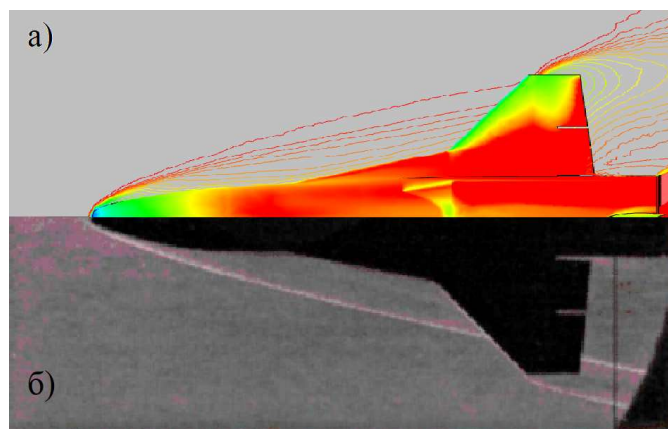


Рис. 10. Сравнение экспериментальной (а) и расчетной (б) картин течения в плоскости XZ для числа Маха $M = 6$ и угла атаки 15°

На рис. 11–18 представлены сравнения расчетных полей давления и числа Маха для разномасштабных моделей X-34 находящейся на высоте 1.5 км при $M = 2$, и угла атаки 12° .

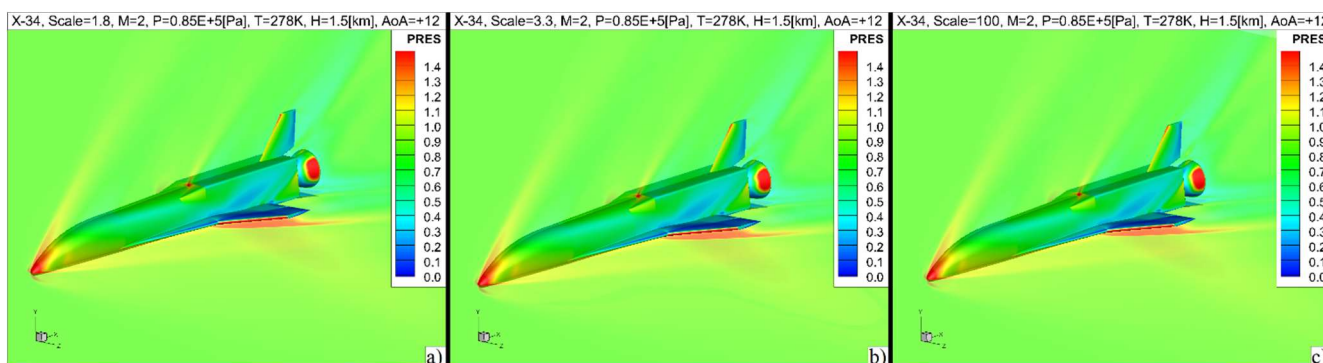


Рис. 11. Сравнение полей давления в сечениях XZ, YZ для $M = 2$, $P_3 = 85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разномасштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

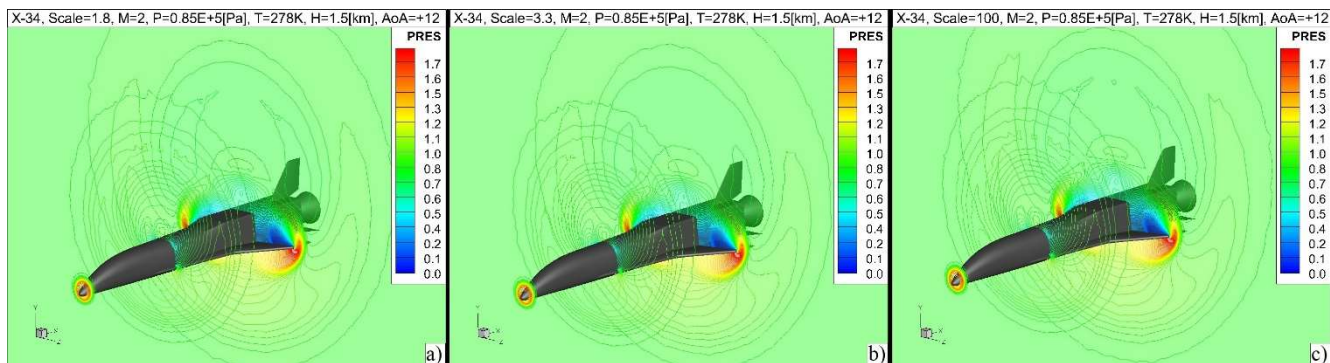


Рис. 12. Сравнение полей давления в сечениях YZ для $M=2$, $P_3 = 85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разно-масштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

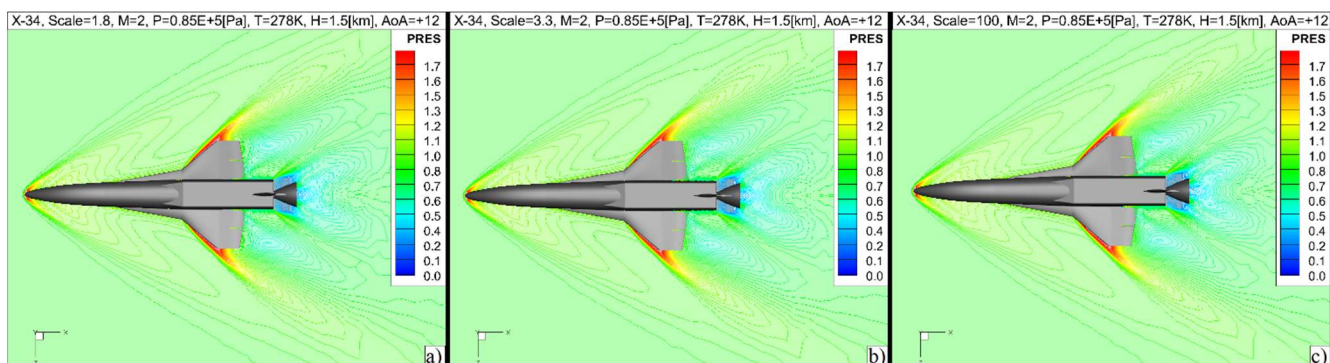


Рис. 13. Сравнение полей давления в сечении XZ для $M=2$, $P_3 = 85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разно-масштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

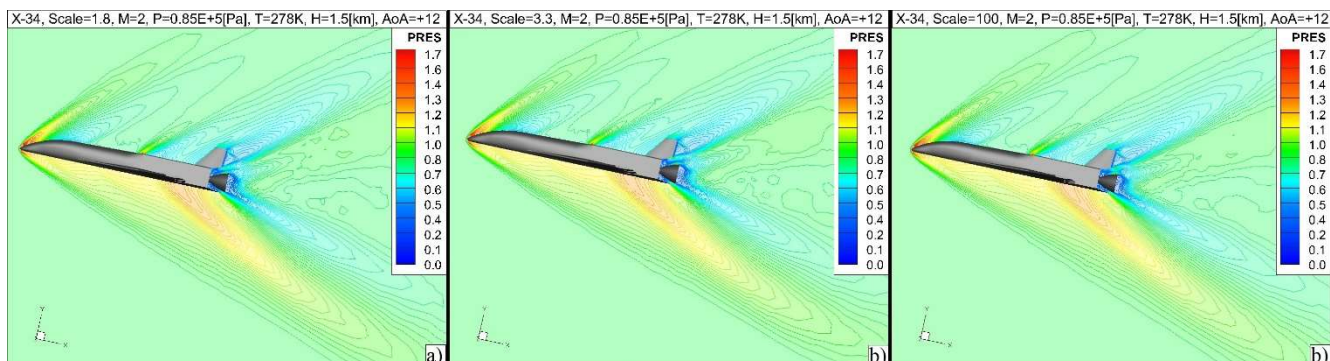


Рис. 14. Сравнение полей давления в сечении XY для $M=2$, $P_3 = 85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разно-масштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

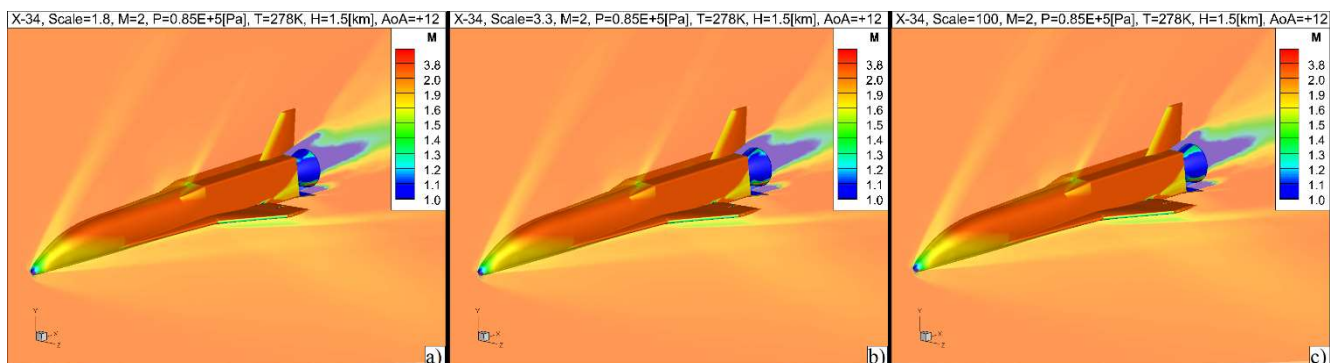


Рис. 15. Сравнение полей числа Маха в сечениях XZ, YZ для $M=2$, $P_3 = 85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разномасштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

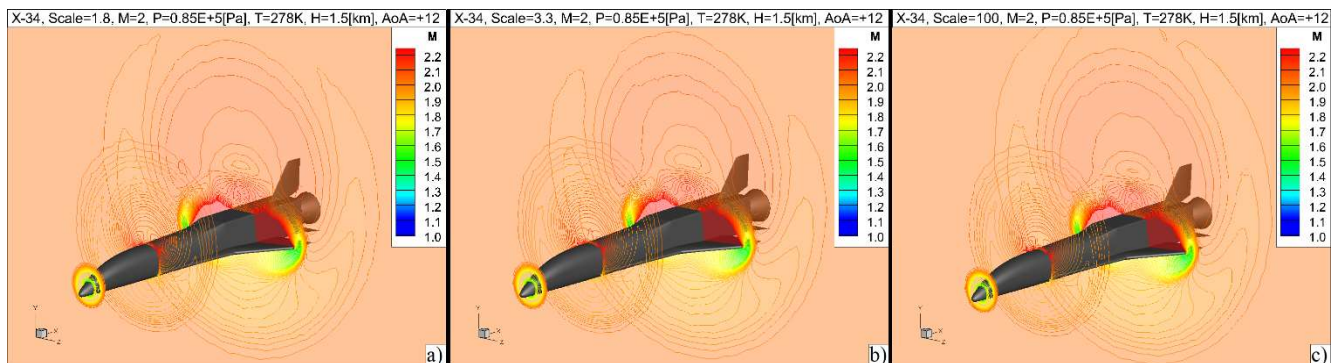


Рис. 16. Сравнение полей числа Маха в сечениях YZ для $M=2$, $P_3=85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разномасштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

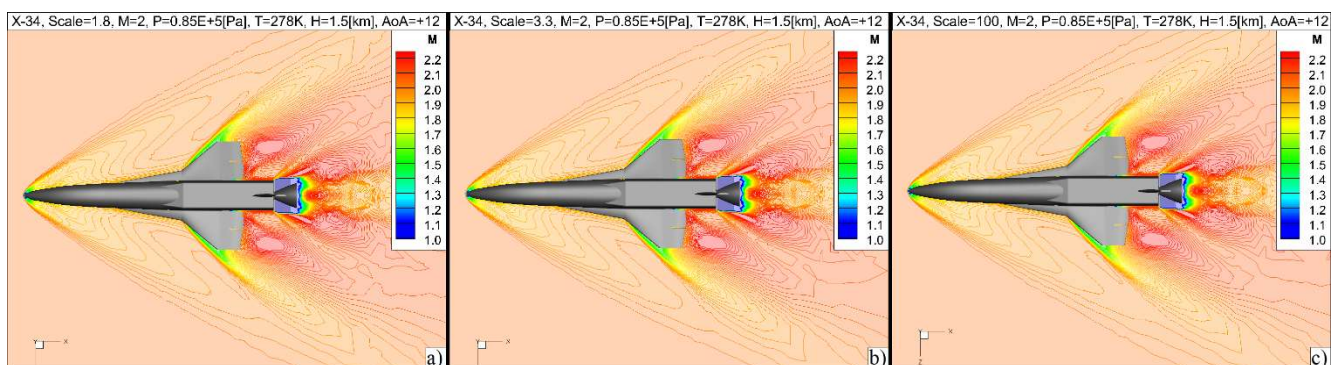


Рис. 17. Сравнение полей числа Маха в сечении XZ для $M=2$, $P_3=85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разномасштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

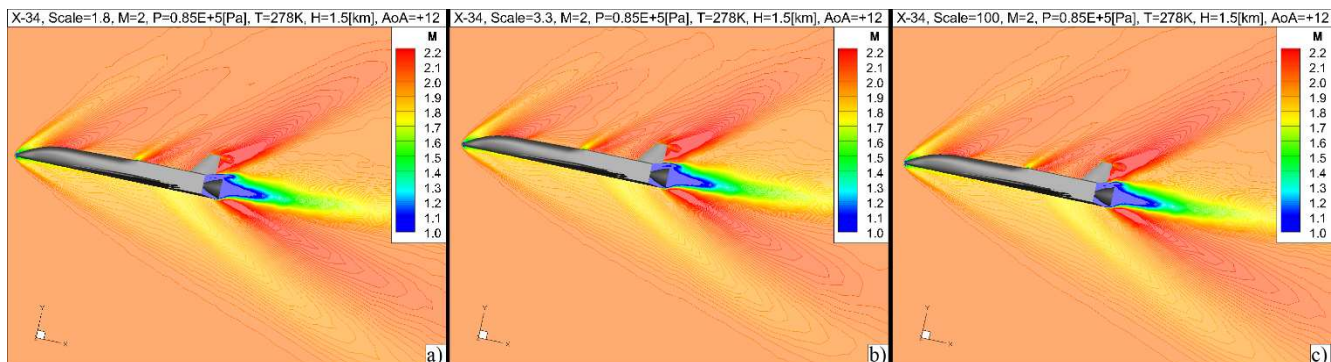


Рис. 18. Сравнение полей числа Маха в сечении XY для $M=2$, $P_3=85 \times 10^3$ Па и угла атаки 12° для разномасштабных моделей: а) – 1.8 %, б) – 3.3 %, в) – 100 %

4. Заключение

На примере проведённых расчетов аэродинамических характеристик летательного аппарата X-34, имеющего довольно сложную геометрическую конфигурацию, было показано, что используемый компьютерный код UST3D, дает удовлетворительное согласование коэффициентов сопротивления и подъемной силы C_D и C_L с экспериментальными данными. Небольшие различия в результатах могут быть обусловлены несовершенством цифрового аналога трехмерной модели самого летательного аппарата.

При расчете моделей различных масштабов было продемонстрировано хорошее согласие между аэродинамическими коэффициентами и картинами течения. Подобные расчеты с использованием системы уравнений Эйлера показали аналогичные результаты.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена по теме государственного задания РАН (№ гос. регистрации АААА-А20-120011690135-5) и частично при поддержке РФФИ (грант № 19-01-00515).

Литература

1. Brauckmann G.J. X-34 Vehicle Aerodynamic Characteristics // Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, Vol. 36, No. 2, pp. 229–239.
2. McGhee R. J. Beasley W. D. and Foster J. M. Recent Modifications and Calibration of the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel // NASA TP-2328, 1984.
3. Capone F.J. Bangert L.S. Asbury S.C. Mills C.T. and Bare E.A. The NASA Langley 16-Foot Transonic Tunnel // NASA TP-3521, 1995.
4. Jackson C.M. Corlett W.A. and Monta W.J. Description and Calibration of the Langley Unitary Plan Wind Tunnel // NASA TP-1905, 1981.
5. Micol J.M. Hypersonic Aerodynamic/Aerothermodynamic Testing Capabilities at Langley Research Center: Aerothermodynamic Facilities Complex // AIAA Paper 95-2107, 1995
6. Pamadi B.N. Brauckmann G.J. Ruth M.J. Fuhrmann H.D. Aerodynamic Characteristics, Database Development and Flight Simulation of the X-34 Vehicle // 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2000, Reno, NV. AIAA 2000-0900. 17 p.
7. Bandu N. Pamadi and Gregory J. Brauckmann Aerodynamic Characteristics and Development of the Aerodynamic Database of the X-34 Reusable Launch Vehicle // International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, 1999.
8. Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data // Journal of Physics: Conference Series, 2017, vol. 815, p. 012023. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012023.
9. Berry S.A., Horvath T.J., Difulvio M., Glass C., Merski N.R. X-34 Experimental Aeroheating at Mach 6 and 10 // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 12–15, 1998, Reno, NV. AIAA 98-0881.

Статья поступила в редакцию 25 мая 2020 г.