

УДК 533.69.048

## ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИПЕРЗВУКОВЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ ПРИ ПОМОЩИ ANSYS CFX

В. С. ЖЕРНАКОВ<sup>1</sup>, Д. А. АХМЕДЗЯНОВ<sup>2</sup>, А. Е. КИШАЛОВ<sup>3</sup>, К. В. МАРКИНА<sup>4</sup>, В. Д. ЛИПАТОВ<sup>5</sup>

<sup>1</sup>zvs@rb.ru, <sup>2</sup>ada@ugatu.ac.ru, <sup>3</sup>kishalov@ufanet.ru, <sup>4</sup>markina\_kseniya@mail.ru, <sup>5</sup>lipatvvdim@gmail.com

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 29.11.2016

**Аннотация.** Исследованы аэродинамические характеристики перспективного беспилотного гиперзвукового летательного аппарата и разработана методика их расчета на различных режимах и с различными вариантами геометрии в программном комплексе ANSYS 17.0 CFX.

**Ключевые слова:** гиперзвуковые летательные аппараты; прогнозирование характеристик летательных аппаратов; методики 3D-численного моделирования; моделирование сверхзвукового обтекания; термогазодинамическое моделирование; аэродинамические характеристики.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в России и за рубежом активно разрабатываются гиперзвуковые технологии, которые открывают новые возможности в авиастроительной и аэрокосмической отрасли. Гиперзвуковые беспилотные летательные аппараты (ЛА) [1], по сравнению с обычными ЛА, позволяют достичь цели за более короткие сроки, их труднее засечь и перехватить.

Сложность проектирования гиперзвуковых ЛА заключается в том, что они должны работать в широком диапазоне высот и чисел Маха полета, и иметь достаточно высокую степень совершенства конструкции. Обтекание конструкции гиперзвуковым потоком в сочетании с полетом на границе воздушной атмосферы создают сложности при моделировании и проведении эксперимента. Принято считать, что гиперзвуковыми скоростями называются такие скорости полета, при которых начинаются процессы ионизации и диссоциации молекул в пограничном слое около аппарата, из-за воздействия высоких температур начинают изменяться параметры, свойства и состав воздуха и создаются неравновесные химические свойства потока.

Для ускорения процесса проектирования новых гиперзвуковых ЛА, для выбора оптимальной геометрической компоновки, для определения ее аэродинамического сопротивления и выбора параметров и схемы силовой установки

используется трехмерное численное термогазодинамическое моделирование, которое позволяет предсказать характеристики проектируемого изделия задолго до его изготовления и испытаний с достаточной степенью точности и достоверности [2].

### ГЕОМЕТРИЯ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ

Схема расчетной области для моделирования перспективного гиперзвукового ЛА приведена на рис. 1. При помощи САД системы NX 8.0 построена 3D твердотельная геометрическая модель расчетной области (рис. 2).

Проведено исследование влияния на аэродинамические характеристики угла входного конуса модели  $\alpha$ , относительной длины ЛА  $L_0$  и отношения габаритных размеров  $L_0/D_0$ . Всего рассчитано 8 геометрических моделей. При этом в зависимости от отношения  $L_0/D_0$  масштабировались все диаметральные размеры модели, что привело к изменению угла входного конуса модели  $\alpha$ . Так как расчетная модель осесимметричная, то для уменьшения времени расчета использовали сектор модели равный  $15^\circ$ .

### ПОСТРОЕНИЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ СЕТКИ

На каждой из восьми геометрических моделей при помощи встроенного в ANSYS сеткопостроителя Meshing построена неструктурированная тетраэдрическая конечно-элементная

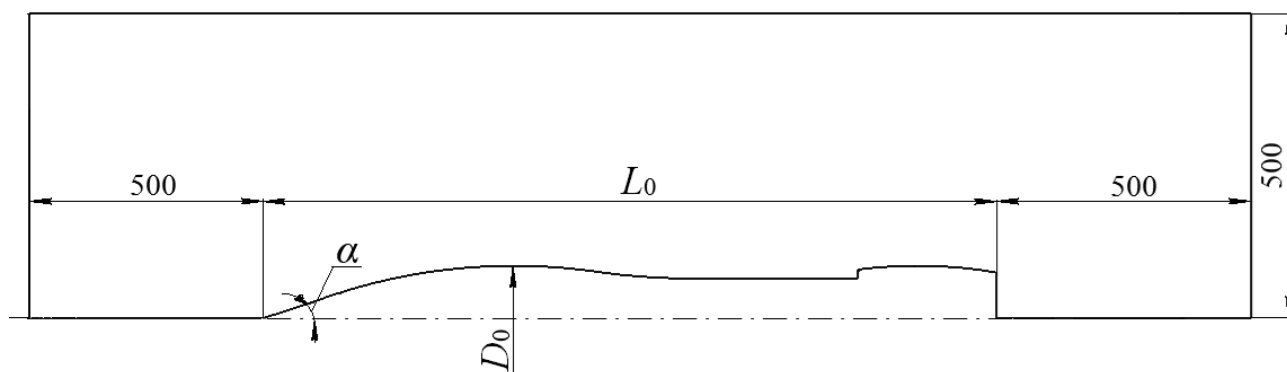


Рис. 1. Схема расчетной области для моделирования ЛА

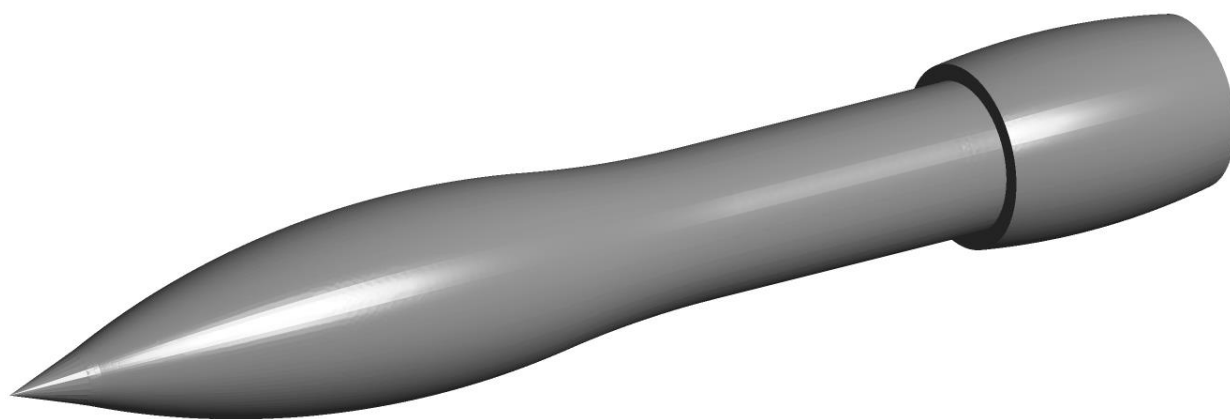


Рис. 2. 3D твердотельная геометрическая модель в CAD-системе NX 8.0

сетка с замельчением вблизи стенок и пятнадцатью структурированными призматическими слоями в общей толщине 5 мм. Средний размер элемента вблизи поверхности твердых стенок не превысил 4 мм. Количество элементов на моделях варьировалось от 1 600 000 до 7 550 000 элементов в зависимости от размера модели. На рис. 3 приведена конечно-элементная сетка, построенная на модели расчетной области с отношением  $L_0/D_0$ . Количество элементов, для рассмотренной модели составило 1 688 418. На рис. 4 отображена сетка вблизи стенок моде-

ли. Для остальных моделей конечно-элементные сетки имеют аналогичные характеристики.

### ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ

На рис. 5 представлена модель с граничными условиями в CFX-Pre. Исследованы различные варианты моделей гиперзвукового ЛА на различных принятых скоростях и высотах полета ( $H = 1-100$  км).

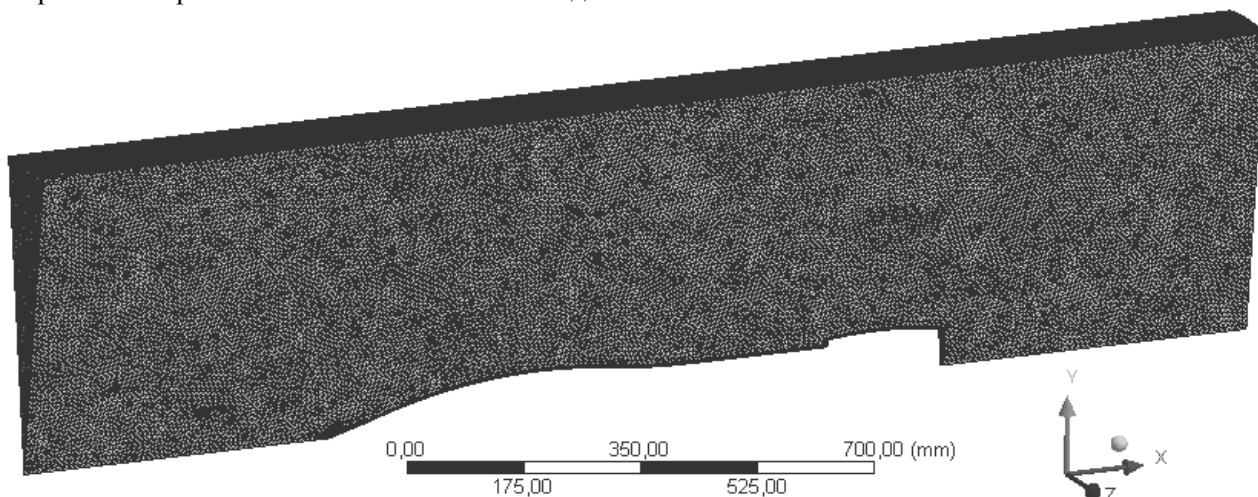


Рис. 3. Конечно-элементная сетка, построенная на модели расчетной области ( $L_0/D_0$ ,  $L_{01}$ )

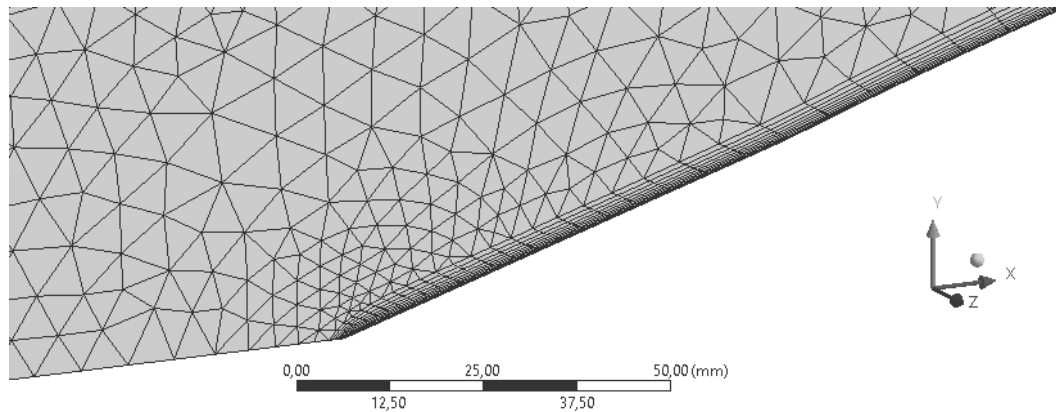


Рис. 4. Сетка вблизи стенок модели

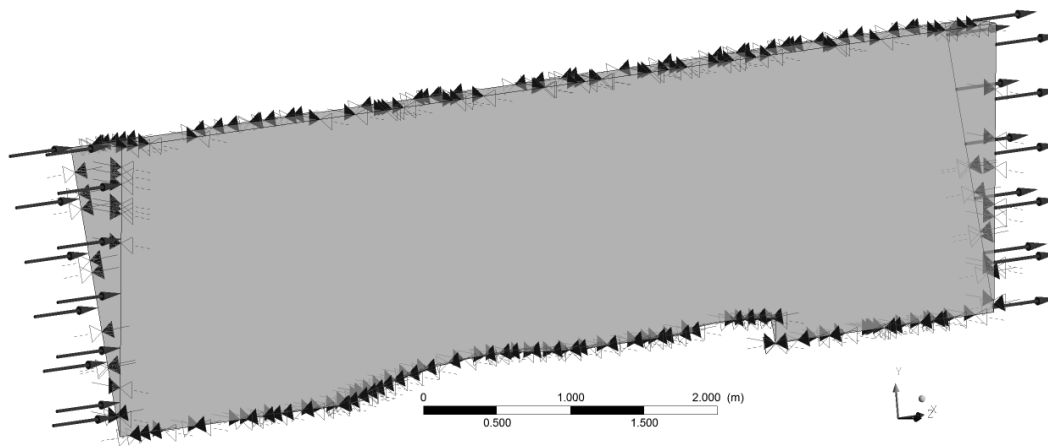


Рис. 5. Модель с граничными условиями в CFX-Pre

В данном исследовании допущено предположение, что воздух – сплошная среда, состав которой не изменяется. Применена модель рабочего тела Air Ideal Gas, в которой заданы теплофизические свойства воздуха (удельная изобарная теплоемкость [3, 4], динамическая вязкость [5] и теплопроводность [6]) как сплошной среды в зависимости от давления (в диапазоне от 0,1 до 120 бар) и температуры (в диапазоне от 75 до 2000 К), параметры состояния рабочего тела подчиняются уравнению состояния идеального газа.

Выбранная модель переноса тепла – Total Energy – позволяет учитывать сжимаемость рабочего тела. Была использована опция High Speed (compressible) Wall Heat Transfer Model. Модель турбулентности во всех расчетах –  $k$ - $\epsilon$ . Ссылочное давление (Reference Pressure) задавалось в зависимости от высоты полета [7–9].

При моделировании были включены дополнительные опции: Global Dynamic Model; параметр Pressure Level Information – установлена опция автоматического определения; включены опции Compressibility Control (контроль сжимаемости) и High Speed Numeric (вычисления при высоких скоростях).

На входе в модель задавалась скорость потока  $W$  (которая определялась в зависимости от числа Маха), статическое давление  $p_H$  и температура  $T_H$ . Скорость на входе в модель определялась в зависимости от числа Маха  $M$  и температуры окружающей среды  $T_H$  [10].

На выходе из модели установлено граничное условие сверхзвукового выхода. На боковых границах модели установлены граничные условия симметрии (см. рис. 5).

При увеличении высоты полета увеличивается длина свободного пробега молекулы, если в земных условиях она составляет порядка 0,073 мкм, то на высоте в 100 км она может достигать порядка 0,14 м [7]. В этих условиях при моделировании обтекания моделей менее 14 м считать воздух сплошной средой можно только с некоторой степенью приближения [11].

Толщина скачка уплотнения составляет доли миллиметра – порядка длины свободного пробега молекулы и тем тоньше, чем больше число Маха [12]. Значит, для качественного и количественного моделирования течения в области скачка уплотнения, размер сетки должен составлять также доли миллиметра. Если сетка

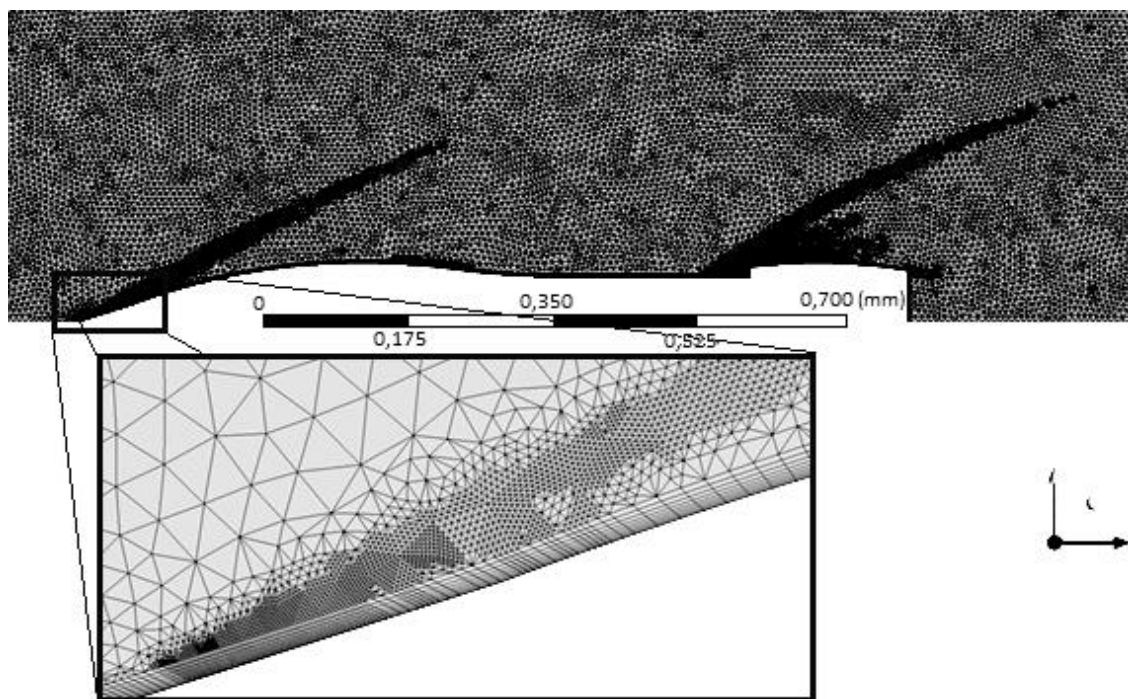


Рис. 6. Конечно-элементная сетка после 3-го шага адаптации

крупнее, то скачок «размазывается» по всему элементу и возрастает погрешность моделирования. Для моделей ( $L_{01}$  и  $L_{02}$ ) размер сетки в зоне скачков составляет порядка 2 мм, а для больших моделей средний размер составляет 4 мм, что согласно проведенному исследованию [11] приведет к погрешности моделирования порядка 5%.

Поэтому при расчетах была включена адаптация сетки по градиенту плотности, т.е. в области с наибольшим изменением плотности (в области скачков уплотнения и волн разряжения) конечно-элементная сетка перестраивается и становится более мелкой. Конечно-элементная сетка после 3-го шага адаптации на модели  $L_0/D_0$ ,  $L_{01}$  представлена на рис. 6 (адаптация проведена для модели в условиях  $H = 1$  км,  $M = 3$ ). Количество элементов в модели после адаптации – 3 291 884, при этом в исходной сетке было 1 688 418 элементов. Средний размер элемента в зоне адаптации составил порядка 0,6 мм для моделей  $L_{01}$  и  $L_{02}$  и порядка 1,0 мм для моделей  $L_{03}$  и  $L_{04}$  (количество элементов для этих моделей – порядка 16 000 000).

Исследование аэродинамических характеристик поводилось для моделей гиперзвуковых ЛА, которые при данных высотах и числах Маха летят по баллистической траектории, т.е. работа двигательной установки не учитывалась (двигатель разогнал ЛА, вывел его на определенную высоту и отключился).

Расчеты приведенных вариантов моделей проводились до тех пор, пока сходимости основных уравнений не достигала порядка  $10^{-4}$ , а

дисбаланс не становился менее 1%. В среднем на решение каждой модели потребовалось порядка 150 итераций.

На рис. 7 представлены вектора скоростей, а на рис. 8 приведены результаты расчета объемных полей скоростей модели ( $L_0/D_0$ ,  $L_{01}$ ).

#### ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

По результатам расчета каждой модели были определены параметры на входной и выходной границах. Значение полного импульса, определенного по избыточному давлению, определялось по формуле:

$$I_{изб} = mW + p_{изб}F. \quad (1)$$

Разность импульсов на входе и выходе из модели позволяет определить силу, действующую на модель со стороны газа (т.е. сопротивление модели):

$$P = I_{изб1} - I_{изб2}. \quad (2)$$

На рис. 9 представлены зависимости сопротивления моделей гиперзвуковых ЛА от высоты  $H$  и числа  $M$  полета.

Для удобства отображения и анализа результатов на рис. 9 шкала абсцисс (сопротивление модели) приведена в логарифмическом масштабе и в безразмерной форме (все результаты были отнесены к максимальному значению).

По результатам моделирования, чем больше число Маха полета, тем большее сопротивление у моделей (волновое сопротивление увеличивается при увеличении скорости).

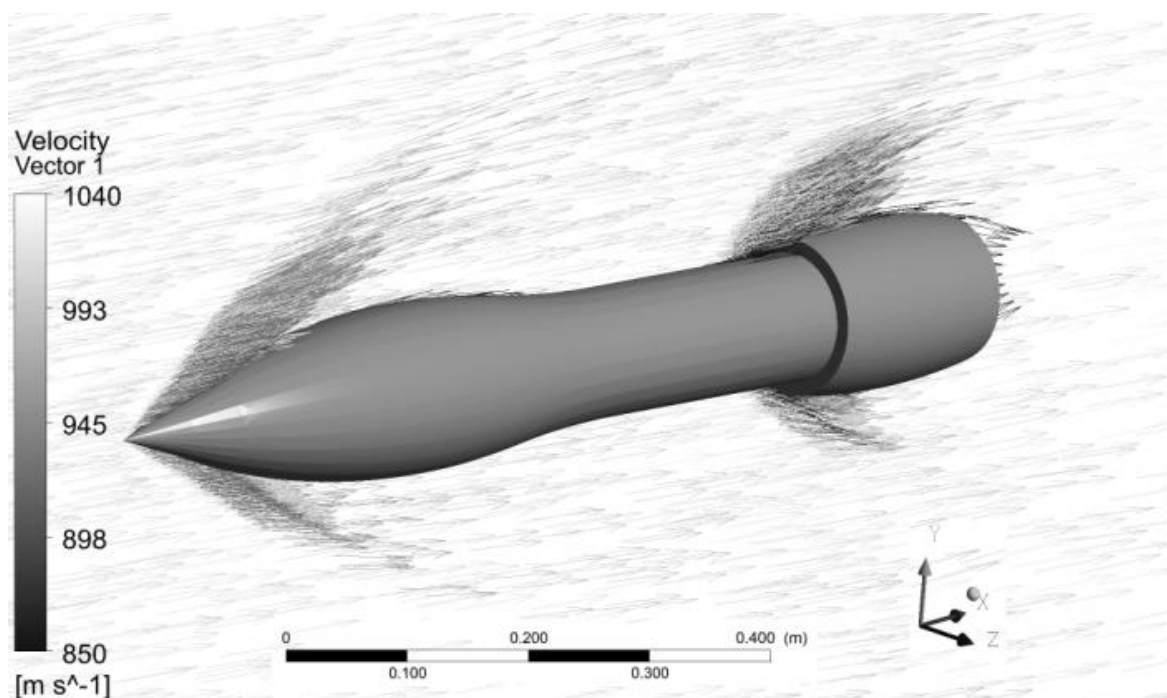


Рис. 7. Вектора скоростей модели

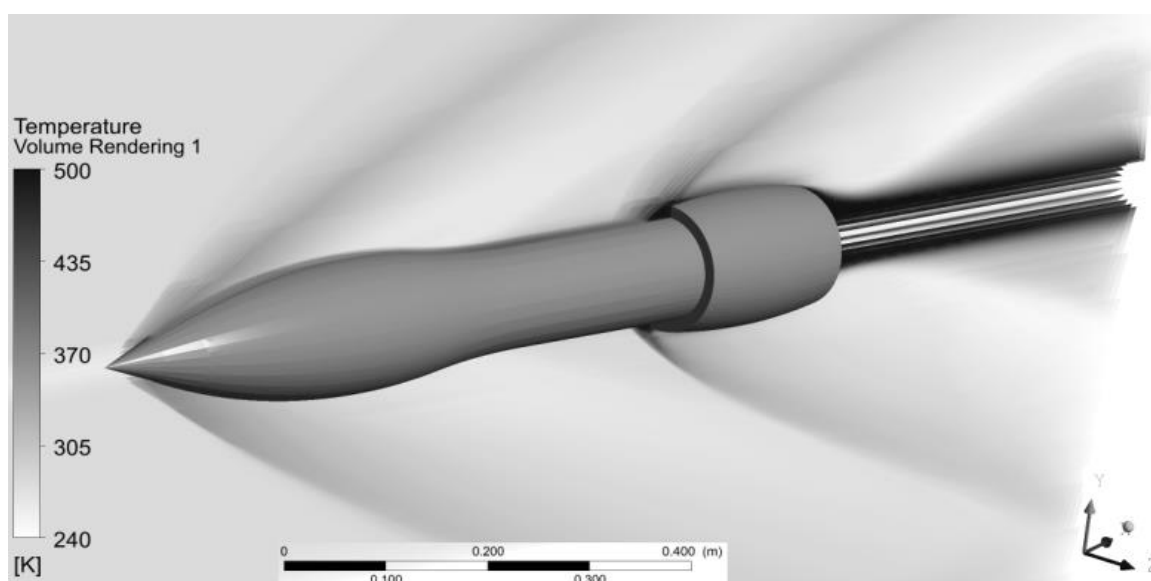


Рис. 8. Объемные поля скоростей модели

Чем больше высота полета, тем меньше сопротивление модели (с увеличением высоты воздух становится более разреженным и оказывает меньшее сопротивление). Чем больше отношение  $L_0/D_0$  (чем тоньше становится модель и чем меньше у нее угол входного конуса), тем меньше она оказывает сопротивление потоку воздуха окружающей среды на гиперзвуковых скоростях. Чем больше размер модели  $L_0$ , тем больше сопротивление модели, т.е. сила, действующая со стороны воздуха на ракету.

Сопротивление  $\bar{P}$ , оказываемое моделью потоку окружающей среды, показывает, какую тягу должна развивать двигательная установка ЛА для передвижения в данной среде на данной

высоте и с заданной скоростью без ускорения или замедления полета.

## ВЫВОДЫ

Разработана методика расчета аэродинамических характеристик и получены результаты моделирования перспективного гиперзвукового ЛА при различных высотах ( $H = 1-100$  км) и числах Маха с различными вариантами геометрий ( $L_0/D_0$ ). Всего выполнено 144 расчета. Наименьшее сопротивление во всем диапазоне исследованных высот и скоростей полета имеет модель с наименьшей толщиной ( $L_0/D_0$ ) и с наименьшим размером ( $L_{01}$ ).

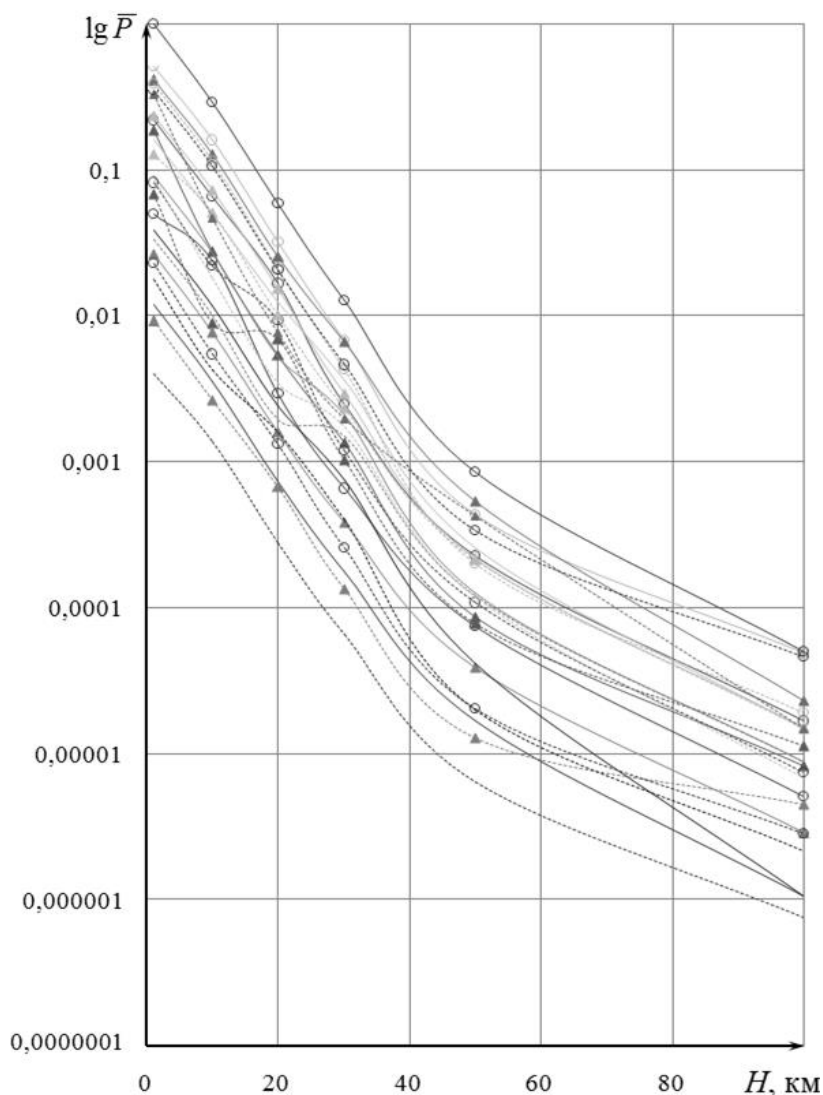


Рис. 9. Зависимости сопротивления моделей гиперзвуковых ЛА от высоты  $H$  и числа  $M$  полета

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Пышнов В. С.** Полет с большими докосмическими скоростями. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1959. 59 с. [ V. S. Pyshnov, *Flying with large precosmic speeds*, (in Russian). М.: VVIA them. prof. N. E. Zhukovsky, 1959. ]

2. **Моделирование** аэродинамических характеристик гиперзвуковых беспилотных летательных аппаратов / Ахмедзянов [и др.] // Научно-технические проблемы современного двигателестроения: материалы Всерос. научн.-техн. конф. (Уфа, 22–24 нояб. 2016). Уфа: РИК УГАТУ, 2016. С. 222–227. [ D. A. Akhmedzyanov, *et al.*, “Modeling the aerodynamic characteristics of hypersonic unmanned aircraft”, (in Russian), in *Scientific and technical problems of the modern engine: Materials of All-Russian scientific and technical conf.*, Ufa, RIK UGATU, pp. 222–227, 2016. ]

3. **Варгафтик Н. Б.** Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с. [ N. B. Vargaftik, *Handbook of thermophysical properties of gases and fluids*, (in Russian). М.: Nauka, 1972. ]

4. **Зубарев В. Н.** Теплофизические свойства технически важных газов при высоких температурах и давлениях. М.: Энергоатомиздат, 1989. 232 с. [ V. N. Zubarev, *Thermal properties of technically important gases at high temperatures and pressures*, (in Russian). М.: Energoatomiz-date, 1989. ]

5. **Kestin J., Leidenfrost W.** An absolute determination of the viscosity of eleven gases over a range of pressures // *Physica*. 1959. Vol. 25, № 7–12. P. 1033–1062. [ J. Kestin, W. Leidenfrost, *An absolute determination of the viscosity of eleven gases over a range of pressures*. *Physica*, vol. 25, pp. 1033-1062, 1959. ]

6. **Taylor W. J., Johnston H. L.** An Improved Hot Wire Cell for Accurate Measurements of Thermal Conductivities of Gases over a Wide Temperature Range Results with Air between 87° and 375° K // *The Journal of Chemical Physics*. 1946. Vol. 14, № 4. P. 219–233. [ W. J. Taylor, J. H. L. Johnston, “An Improved Hot Wire Cell for Accurate Measurements of Thermal Conductivities of Gases over a Wide Temperature Range Results with Air between 87° and 375° K”, in *The Journal of Chemical Physics*, vol. 14, № 4. pp. 219-233, 1946. ]

7. **ГОСТ 4401-81.** Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1982-07-01. М., 2004. 181 с. [ *The atmosphere is standard. Parameters*, (in Russian), Federal standard 4401-81, М., 2008. ]

8. **Guzairov M. Z. et al.** Numerical investigation of characteristics of dual-circuit nozzles with considering the external flow // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS'2014, (St. Petersburg, Sep. 7-12 2014). URL: <http://www.scopus.com/authid/detail.url?authorId=56418632700>. (дата обращения: 15.11.2016). [ M. Z. Guzairov, *et al.*,

(2016, Nov. 15). Numerical investigation of characteristics of dual-circuit nozzles with considering the external flow, in 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS'2014, (St. Petersburg, Sep. 7-12 2014). Available: <http://www.scopus.com/authid/detail.url?authorid=56418632700>. ]

9. **Исследование** взаимодействия сверхзвуковой реактивной струи с планером самолета в ANSYS CFX 14.5 / Жернаков В. С. [и др.] // Молодежный Вестник УГАТУ. 2015. № 1 (13). С. 86–95. [ V. S. Zhernakov, et al., "Research of interaction of a supersonic jet aircraft with a sailplane in ANSYS CFX 14.5", (in Russian), in *Youth Vestnik UGATU*, no. 1(13), pp. 86-95, 2015. ]

10. **Кривошеев И. А., Кишалов А. Е., Маркина К. В., Кожин Д. Г.** Исследование характеристик отдельных сопел в ТРДД с большой степенью двухконтурности // *Авиационная техника*. 2015. № 2. С. 97–102. [ I. A. Krivosheev, A. E. Kishalov, K. V. Markina, D. G. Kozhinov. Nozzle performance study in a turbofan engine with a high bypass ratio using the method of experiment planning. *Russian Aeronautics*, №2, pp. 97-102, 2015. ]

11. **Кишалов А. Е., Липатов В. Д.** Верификация 3D-численного термогазодинамического моделирования сверхзвуковых течений на примере обтекания клина // *Мавлютовские чтения: материалы научн.-техн. конф. В 7 т. Т. 4. Уфа: УГАТУ, 2016. С. 56–60.* [ A. E. Kishalov, V. D. Lipatov, "Verification of 3D- numerical modeling thermal gas supersonic flows by the example of flow about a wedge", (in Russian), in *Mavlyutovskie chteniya: materials Conf.*, vol. 4. Ufa: UGATU, pp. 56-60, 2016. ]

12. **Сергель О. С.** Прикладная гидрогазодинамика. М.: Машиностроение, 1981. 374 с. [ O. S. Sergel, *Applied fluid dynamics*, (in Russian). М.: Mechanical engineering, 1981. ]

#### ОБ АВТОРАХ

**ЖЕРНАКОВ Владимир Сергеевич**, проф. зав. каф. сопротивления материалов. Дипл. инж.-мех. по авиац. двиг. (УАИ, 1967). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (УГАТУ, 1992). Иссл. в обл. мех. Деформируемых тел и конструкций.

**АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович**, проф., декан ФАД-ЭТ. Дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

**КИШАЛОВ Александр Евгеньевич**, доц. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2006). К.т.н. по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2010). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

**МАРКИНА Ксения Васильевна**, асс. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. инж. по авиац. и ракетно-космической теплотехнике (УГАТУ, 2012). Исследования в области процессов, происходящих в проточной части авиационных ГТД с использованием 3D-CAD/CAE моделирования.

**ЛИПАТОВ Вадим Дмитриевич**, магистр каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики УГАТУ. Исследования в области процессов, происходящих в проточной части авиационных ГТД с использованием 3D-CAD/CAE моделирования.

#### METADATA

**Title:** Research aerodynamics of hypersonic unmanned aerial vehicles the three-dimensional formulation using ANSYS CFX.

**Authors:** V. S. Jernakov<sup>1</sup>, D. A. Ahmedzyanov<sup>2</sup>, A. E. Kishalov<sup>3</sup>, K. V. Markina<sup>4</sup>, V. D. Lipatov<sup>5</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>zvs@rb.ru, <sup>2</sup>ada@ugatu.ac.ru, <sup>3</sup>kishalov@ufanet.ru, <sup>4</sup>markina\_kseniya@mail.ru, <sup>5</sup>lipatvadam@gmail.com

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 21, no. 2 (76), pp. 63-69, 2017. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** Investigated the aerodynamic characteristics of perspective unmanned hypersonic aircraft and the method of their calculation on the different regimes and with different variants of geometry in program complex ANSYS 17.0 CFX.

**Key words:** the hypersonic aircrafts; prediction of aircraft performance; methods 3D numerical simulation; simulation of supersonic flow; thermal gas modeling; aerodynamic characteristics.

**About authors:**

**JERNAKOV, Vladimir Sergeevich**, professor, head of the department of strength of materials of USATU. Dipl. Engineer-mechanic, specialty aviation engines (UAI, 1967). Dr. sci. tech., specialty heat engines of aircraft (USATU, 1992). Area of research^ mechanics of deformable bodies and structures.

**AKHMEDZYANOV, Dmitry Albertovich**, dean of the aviation engines, energy and transport faculty of USATU, professor of the aviation engines department. Graduate engineer of aircraft engines and power plants (USATU, 1997). Doctor of Technical Science by thermal, electrical rocket engines and power plants of aircraft (USATU, 2007). Research in the field of processes occurring in the aircraft GTE, development of mathematical models of complex technical objects.

**KISHALOV, Alexander Evgenyevich**, associate professor of aviation heat power engineering department of USATU. Graduate engineer of aircraft engines and power plants (USATU, 2006). Ph. D. (USATU, 2010) by thermal, electrical rocket engines and power plants of aircraft. Research in the field of processes occurring in the aircraft GTE, development of mathematical models of complex technical objects.

**MARKINA, Kseniya Vasiljevna**, assistant of the aviation engines department of USATU. Graduate engineer of aviation and rocket space heat engineering (USATU, 2012). Research in the field of processes occurring in the flow of aircraft GTE with using a 3D-CAD/CAE simulation.

**LIPATOV, Vadim Dmitrievich**, magister of the aviation heat power engineering department of USATU. Research in the field of processes occurring in the flow of aircraft GTE with using a 3D-CAD/CAE simulation.