

Engineering Approach to Determination of Parameters in High-Speed Aircraft Designing

D. V. Ishin^{1,2}

¹JSC "Tactical Missile Corporation",
Korolev, Moscow region, 141080, Russia

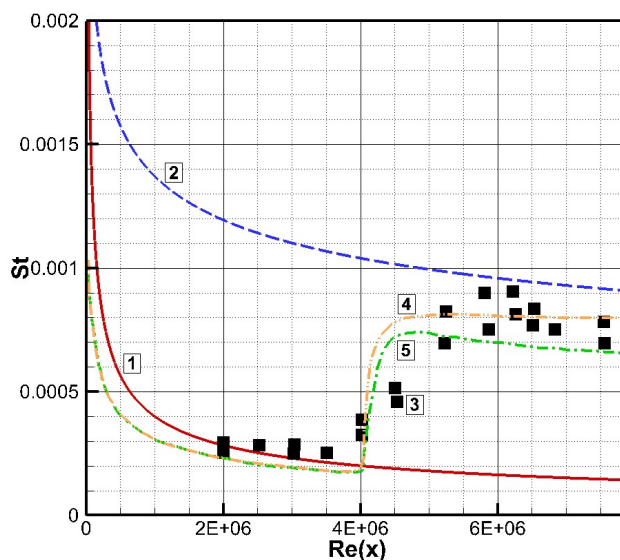
²Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russian.

ishin.d.v@mail.ru

Abstract

The concept of “separation” of the designed geometry was proposed as a way to speed up calculations in high-speed aircraft (HSA) designing and increase the accuracy of determining designing parameters. Methods for simplifying the HSA geometry using simple geometries and their compositions are determined. A method for determining external and internal parameters using correlation relations and exact methods is proposed. Modules for calculating the heat flux and friction stresses on the surfaces of a sharp plate and a sharp cone, based on the criterial relations of the boundary layer theory, are implemented. Modules were verified and validated.

Keywords: Engineering method, correlation relations, verification, validation.



The distribution of the numbers St along the surface of the sharp plate: 1 – HESP2D code (laminar boundary layer); 2 – HESP2D code (turbulent boundary layer); 3 – experiment [7]; 4 – NERAT-2D code (Mixing length model); 5 – NERAT-2D code (Baldwin – Lomax model)

УДК 533.6.01

Инженерный подход к определению параметров при проектировании высокоскоростных летательных аппаратов

Д. В. Ишин^{1,2}

¹АО «Корпорация «Тактического ракетное вооружение»»,
Россия, Королёв, Московская область, 141080, ул. Ильича, 7

²Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101, корп.1

ishin.d.v@mail.ru

Аннотация

Предложена концепция «дискретизации» проектируемой геометрии как способ ускорения расчетов при проектировании высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) и увеличения точности определения проектных параметров. Определены способы упрощения геометрии ВЛА с использованием простых геометрий и их композиций. Предложен способ определения внешних и внутренних параметров с использованием корреляционных соотношений и точных методов. Реализованы модули расчета теплового потока и напряжений трения на поверхностях острой пластины и острого конуса, основанные на критериальных соотношениях теории пограничного слоя. Проведены верификация и валидация модулей.

Ключевые слова: Инженерный метод, корреляционные соотношения, верификация, валидация.

1. Введение

Процесс проектирования летательных аппаратов, начинающийся с получения исходных данных (задания на проектирование), является итерационным. При расчете проектных параметров необходимо прогнозировать внешние и внутренние нагрузки, которые не только могут являться функциями параметров набегающего потока, но и зависеть от конструктивно-компоновочных решений, принятых в конкретном случае.

Сложившаяся еще на заре развития авиационной и ракетной техники практика применения эмпирических соотношений на этапе проектирования имеет широкое распространение и сегодня. Несмотря на удобство использования подобных соотношений при расчетах «на бумаге» с минимальным участием ЭВМ существенным недостатком можно считать получение в некоторой степени завышенных значений параметров по сравнению с реальными условиями полета. Избежать подобной ситуации и получить картину, близкую к реальной, возможно при исследовании обтекания летательного аппарата на очень подробной сетке при использовании сложных моделей, включающих учет химических реакций вблизи поверхности и внутри силовой установки и прочие особенности реального газа. Но такой подход, ввиду больших временных и ресурсных затрат, а также итерационности процесса проектирования, в течение которого может произойти существенное изменение каких-либо параметров, является избыточным.

Как компромисс между быстрым, оценочным, но зачастую слишком консервативным расчетом с использованием эмпирических формул и долгим, ресурсоемким, но более точным полноценным моделированием, предлагается применение корреляционных соотношений и точных методов для решения всего спектра задач, возникающих при проектировании ВЛА.

2. Дискретизация и упрощение сложной геометрии

Летательные аппараты, относящиеся к классу высокоскоростных, обладают определенными особенностями конструкции основных аэродинамических поверхностей, органов управления и силовой установки. Существуют различные способы упрощения того или иного конструктивного узла с помощью простых геометрий и их композиций.

Например, при определении плотности распределения тепловых потоков на конструкции летательного аппарата поверхности крыла и органов рулевого управления можно с достаточной степенью приближения считать острыми пластинами, поверхность планера – острым конусом, а кромки указанных элементов конструкции – цилиндрами.

Таким образом, для усредненного высокоскоростного летательного аппарата можно предложить следующие упрощения его ключевых конструктивных элементов:

Носовой обтекатель	–	Сфера, затупленный конус, клин, цилиндр
Планер	–	Пластина, сфера, конус, цилиндр, профиль
Кромка крыла	–	Клин, цилиндр
Поверхность крыла	–	Пластина, профиль
Кромка руля	–	Клин, цилиндр
Поверхность руля	–	Пластина, профиль
Кромка входного сечения тракта СУ	–	Клин, цилиндр
Сечение тракта силовой установки	–	Круг, квадрат, переменный профиль
Облако продуктов сгорания СУ	–	Гомогенное, гетерогенное

При таком подходе к определению внешних и внутренних нагрузок для каждого из основных конструктивных элементов появляется возможность уже на первых этапах проектирования получать значения проектных параметров, близкие к результирующим, что значительно ускоряет процесс создания ВЛА.

3. Применение приближенных корреляционных формул при расчете внешних и внутренних параметров при движении ВЛА

Для того чтобы применять предлагаемый инженерный подход при проектировании высокоскоростного летательного аппарата, необходимо определить задачи, которые должны быть решены в процессе. Исходя из общей практики, можно выделить следующие функциональные задачи:

- расчет аэротермодинамических и аэрофизических характеристик и конфигурации полей течения вблизи поверхности ВЛА;
- расчет теплообмена на поверхностях и в элементах конструкции ВЛА с разными теплофизическими характеристиками поверхностей;
- расчет локальных областей экстремальных теплового и силового воздействий на конструкцию ВЛА;
- расчет эффективной площади рассеяния электромагнитных волн поверхностью ВЛА;
- расчет тяговых характеристик и термогазодинамики полей течения внутри силовой установки ВЛА;
- расчет теплообмена и силовых воздействий внутри силовой установки ВЛА;
- расчет спектроэнергетических характеристик струй продуктов сгорания силовой установки ВЛА.

В рамках предложенных функциональных задач возможно проводить расчеты широкого множества различных параметров, поэтому каждую из них целесообразно разделить на подзадачи. Так в рамках задачи «Расчет аэротермодинамических и аэрофизических характеристик и конфигурации полей течения вблизи поверхности ВЛА» с помощью корреляционных соотношений можно рассчитать толщину пограничного слоя, распределения чисел Рейнольдса,

Стантона, коэффициента трения и другие параметры при ламинарном и турбулентном режимах течения.

Предложенная в качестве примера в конце предыдущего абзаца подзадача была реализована в виде расчетных модулей для определения числа Стантона, коэффициента трения и толщины пограничного слоя при ламинарном и турбулентном режимах обтекания высокоскоростным потоком газа острой пластины (Heat Exchange on a Sharp Plate, HESP2D) и острого конуса (Heat Exchange on a Sharp Cone, HESC2D).

4. Постановка задачи об обтекании острой пластины и острого конуса высокоскоростным потоком газа

Для аэротермодинамики классической можно считать задачу о конвективном нагреве острой пластины, поскольку конфигурация течения вблизи поверхности практически универсальна для случаев других типов течения или других геометрий.

На рис. 1 показаны расчетные схемы для задач обтекания острой пластины (а) и острого конуса (б) высокоскоростным потоком вязкого газа.

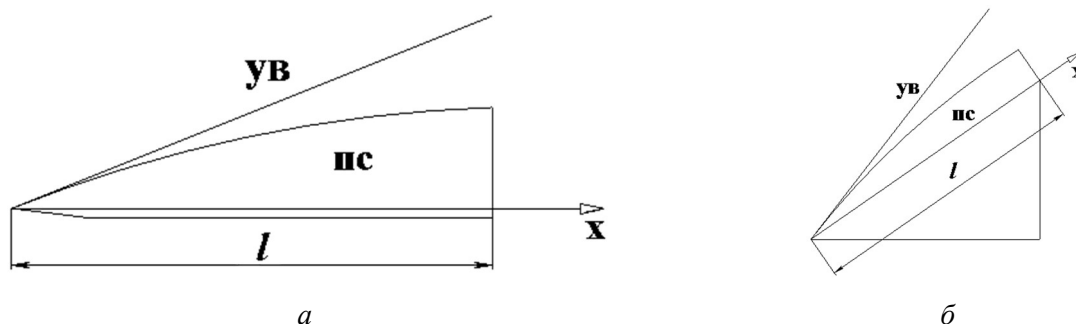


Рис. 1. Расчетная схема решаемой задачи: а) острая пластина, б) острый конус; на схемах показаны: ударная волна (УВ), пограничный слой (ПС), расположение координатной оси

5. Реализация расчетных модулей для определения параметров обтекания острой пластины и острого конуса

Для решения задач об обтекании острой пластины и острого конуса высокоскоростным потоком вязкого газа реализованы расчетные модули HESP2D и HESC2D, в основе которых лежат приближенные корреляционные формулы и критериальные соотношения теории пограничного слоя [2]. Заметим, что применяемая модель теплообмена связана с введением эффективного коэффициента теплообмена.

В качестве исходных данных для решения задач используются следующие параметры (здесь и далее индексы ∞ , w и δ указывают на параметры набегающего потока, вблизи поверхности и на внешней границе пограничного слоя соответственно):

- давление набегающего потока p_∞ [Эрг/см³];
- температура набегающего потока T_∞ [K];
- число Маха для набегающего потока M_∞ ;
- температура поверхности T_w [K];
- число Прандтля для набегающего потока Pr_∞ ;
- молярная масса газа для набегающего потока M_Σ [г/моль];
- показатель адиабаты γ ;
- длина геометрии l [ед. изм.];
- коэффициент приведения длины к см $Scale$;
- плотность разбиения геометрии n вдоль оси x .

В модуле для определения параметров обтекания острой пластины реализован следующий алгоритм расчета плотности конвективного теплового потока и напряжения поверхностного трения [4]:

1) Определение параметров набегающего потока:

– Коэффициент вязкости [Г/(см×с)]

$$\mu_{\infty} = \frac{1.458 \times 10^{-5} T_{\infty}^{3/2}}{110.4 + T_{\infty}}; \quad (1)$$

– Плотность [Г/см³]

$$\rho_{\infty} = \frac{p_{\infty} \cdot M_{\Sigma}}{R_0 \cdot T_{\infty}}; \quad (2)$$

– Удельная теплоемкость при постоянных объеме и давлении [Эрг/(Г×К)]

$$c_{V\infty} = \frac{R_0}{M_{\Sigma} \cdot (\gamma - 1)}, \quad (3)$$

$$c_{p\infty} = \gamma \cdot c_{V\infty}; \quad (4)$$

– Коэффициент теплопроводности [Эрг/(см×с×К)]

$$\lambda_{\infty} = \frac{\mu_{\infty} \cdot c_{p\infty}}{\text{Pr}_{\infty}}; \quad (5)$$

2) Определение параметров течения вблизи поверхности [5]: $\mu_w, \rho_w, c_{pw}, \lambda_w, \text{Pr}_w = 0.72$.

3) Определение термодинамических энтальпий вблизи поверхности и на границе пограничного слоя [Эрг/Г]:

$$h_{\delta} = c_{p\delta} \cdot T_{\delta}, \quad (6)$$

$$h_w = c_{pw} \cdot T_w; \quad (7)$$

4) Расчет определяющих параметров (индекс – «*») [2, 3]:

– Определяющая энтальпия при ламинарном режиме течения [Эрг/Г]

$$h_* = 0.5 \cdot (h_{\delta} + h_w) + 0.11 \cdot \sqrt{\text{Pr}_{\infty}} \cdot v_{\delta}^2; \quad (8)$$

– Определяющая энтальпия при турбулентном режиме течения [Эрг/Г]

$$h_* = \frac{1}{3} h_{\delta} + \frac{2}{3} h_w + 0.11 \cdot \sqrt[3]{\text{Pr}_{\infty}} \cdot v_{\delta}^2; \quad (9)$$

– Определяющая температура [К]

$$T_* = \frac{h_*}{c_p}; \quad (10)$$

– Определяющая плотность [Г/см³]

$$\rho_* = \frac{p_{\delta} \cdot M_{\Sigma}}{R_0 \cdot T_*}; \quad (11)$$

– Определяющий коэффициент вязкости [Г/(см×с)]

$$\mu_* = \frac{1.458 \times 10^{-5} T_*^{3/2}}{110.4 + T_*}; \quad (12)$$

– Определяющий коэффициент при ламинарном режиме течения

$$K_* = \left(\frac{\rho_*}{\rho_\delta}\right)^{0.5} \cdot \left(\frac{\mu_*}{\mu_\delta}\right)^{0.5}; \quad (13)$$

– Определяющий коэффициент при турбулентном режиме течения

$$K_* = \left(\frac{\rho_*}{\rho_\delta}\right)^{0.8} \cdot \left(\frac{\mu_*}{\mu_\delta}\right)^{0.2}; \quad (14)$$

5) Расчет толщины пограничного слоя в каждом сечении вдоль продольной оси:

– при ламинарном режиме течения [см]

$$\delta = 4.64 \cdot \sqrt{\frac{\mu_* \cdot x}{\nu_\delta \cdot \rho_*}}; \quad (15)$$

– при турбулентном режиме течения [см]

$$\delta = 0.37 \cdot \left(\frac{\mu_*}{\nu_\delta \cdot \rho_*}\right)^{0.2} \cdot x^{0.8}; \quad (16)$$

6) Расчет числа Рейнольдса в каждом сечении вдоль продольной оси геометрии:

$$\text{Re}_\delta = \frac{\rho_\delta \cdot \nu_\delta \cdot x}{\mu_\delta}; \quad (17)$$

7) Определение адиабатической энтальпии стенки [Эрг/г]:

– при ламинарном режиме течения

$$H_e = h_\delta + 0.5 \cdot \text{Pr}_\delta^{1/2} \cdot \nu_\delta^2; \quad (18)$$

– при турбулентном режиме течения

$$H_e = h_\delta + 0.5 \cdot \text{Pr}_\delta^{1/3} \cdot \nu_\delta^2; \quad (19)$$

8) Расчет плотности конвективного теплового потока и напряжений трения:

– при ламинарном режиме течения

$$q_w = 0.332 \cdot \text{Pr}_w^{-2/3} \cdot K_* \cdot \sqrt{\frac{\mu_w \cdot \rho_w \cdot \nu_\delta}{x}} \cdot (H_e - h_w), \quad (20)$$

$$\tau_w = 0.332 \cdot K_* \cdot \sqrt{\frac{\mu_w \cdot \rho_w \cdot \nu_\delta^3}{x}}; \quad (21)$$

– при турбулентном режиме течения

$$q_w = 0.0296 \cdot \text{Pr}_w^{-0.6} \cdot K_* \cdot \rho_w \cdot \nu_\delta \cdot \text{Re}_\delta^{-0.2} \cdot (H_e - h_w), \quad (22)$$

$$\tau_w = 0.0296 \cdot K_* \cdot \rho_w \cdot \nu_\delta^2 \cdot \text{Re}_\delta^{-0.2}; \quad (23)$$

9) Определение безразмерных коэффициентов трения и теплообмена (число Стантона):

$$C_f = \frac{\tau_w}{0.5 \cdot \rho_\delta \cdot \nu_\delta^2}, \quad (24)$$

$$\text{St} = \frac{q_w}{\rho_\delta \cdot \nu_\delta \cdot (H_e - h_w)} \quad (25)$$

Представленный алгоритм применяется также для расчета параметров обтекания острого конуса высокоскоростным потоком газа при ламинарном и турбулентном режимах с некоторыми изменениями расчетных формул [3, 6]:

– расчет толщины пограничного слоя при ламинарном режиме течения

$$\delta = 3.217 \cdot \sqrt{\frac{\mu_* \cdot x}{v_\delta \cdot \rho_*}}; \quad (26)$$

– расчет толщины пограничного слоя при турбулентном режиме течения

$$\delta = 0.194 \cdot \left(\frac{\mu_*}{v_\delta \cdot \rho_*} \right)^{0.2} \cdot x^{0.8}; \quad (27)$$

– расчет числа Рейнольдса в каждом сечении вдоль продольной оси геометрии

$$\text{Re}_\delta = 0.444 \cdot \frac{\rho_\delta \cdot v_\delta \cdot x}{\mu_\delta}; \quad (28)$$

– расчет плотности конвективного теплового потока и напряжений трения в каждом сечении вдоль продольной оси геометрии при ламинарном режиме течения

$$q_w = 0.332 \cdot \text{Pr}_w^{-2/3} \cdot K_* \cdot \sqrt{\frac{3 \cdot \mu_* \cdot \rho_* \cdot v_\delta}{x}} \cdot (H_e - h_w), \quad (29)$$

$$\tau_w = 0.332 \cdot K_* \cdot \sqrt{\frac{3 \cdot \mu_* \cdot \rho_* \cdot v_\delta^3}{x}} \quad (30)$$

Результатом работы каждого из модулей является файл RESULT.dat, содержащий значения следующих параметров вдоль продольной оси:

- координата от начала геометрии [см];
- толщина ламинарного пограничного слоя [см];
- толщина турбулентного пограничного слоя [см];
- число Рейнольдса;
- коэффициент трения в ламинарном пограничном слое;
- коэффициент трения в турбулентном пограничном слое;
- число Стантона в ламинарном пограничном слое;
- число Стантона в турбулентном пограничном слое.

6. Расчет параметров обтекания острой пластины и острого конуса и их сравнение с экспериментальными данными

В качестве исходных данных в соответствии с [1] задавались следующие условия набегающего потока (табл. 1) для пластины [7] и для конуса [8]:

Таблица 1

Исходные данные

№ эксп.	p_∞ , Эрг/см ³	T_∞ , К	M_∞	T_w , К	Pr_∞	M_Σ , г/моль	γ	Геометрия
1	22090	65.04	6	106.67	0.72	29	1.4	Острая пластина
2	22090	65.04	6	320.0	0.72	29	1.4	Острая пластина
3	77300	214.4	6.58	300.1	0.72	29	1.4	Острый конус
4	46200	231.7	7.16	294.78	0.72	29	1.4	Острый конус

При выполнении расчетов острой пластины использовались следующие параметры:

- Длина пластины $l = 0.3$ м;
- $Scale = 100.0$;
- $n = 30000$.

При выполнении расчетов острого конуса использовались следующие параметры:

- Длина конуса $l = 1.1$ м;
- $Scale = 100.0$;
- $n = 11000$.

На рис. 2 представлена структура файла RESULT.dat, в котором хранятся результаты расчета параметров обтекания острой пластины и острого конуса.

```
VARIABLES = "x", "delta_L", "delta_T", "Rex", "cf_L", "cf_T", "st_L", "st_T"
0.1000000E-05 0.4038149E-04 0.8862580E-06 0.2637626E+00 0.1245051E+01 0.2986608E-01 0.8665444E+00 0.2011031E-01
0.1001000E-02 0.1277613E-02 0.2227960E-03 0.2640264E+03 0.3935228E-01 0.7500521E-02 0.2738885E-01 0.5050472E-02
0.2001000E-02 0.1806366E-02 0.3877554E-03 0.5277890E+03 0.2783322E-01 0.6530236E-02 0.1937168E-01 0.4397132E-02
0.3001000E-02 0.2212154E-02 0.5362570E-03 0.7915516E+03 0.2272762E-01 0.6021782E-02 0.1581823E-01 0.4054764E-02
0.4001000E-02 0.2554269E-02 0.6749864E-03 0.1055314E+04 0.1968352E-01 0.5685184E-02 0.1369956E-01 0.3828116E-02
0.5001001E-02 0.2855688E-02 0.8068739E-03 0.1319077E+04 0.1760591E-01 0.5437094E-02 0.1225356E-01 0.3661065E-02
0.6001001E-02 0.3128198E-02 0.9335532E-03 0.1582839E+04 0.1607220E-01 0.5242440E-02 0.1118611E-01 0.3529995E-02
0.7001001E-02 0.3378799E-02 0.1056059E-02 0.1846602E+04 0.1488014E-01 0.5083305E-02 0.1035645E-01 0.3422841E-02
0.8001001E-02 0.3612056E-02 0.1175102E-02 0.2110365E+04 0.1391922E-01 0.4949364E-02 0.9687657E-02 0.3332652E-02
```

Рис. 2. Структура файла RESULTS.dat

Визуализация результатов на основе данных из файла RESULTS.dat производится с помощью программы Tecplot 360. На рис. 3–5 представлены результаты работы модуля HESP2D, а также их сравнение с экспериментальными данными и результатами, полученными с использованием компьютерного кода NERAT-2D [9], для эксперимента № 1 (табл. 1). Компьютерный код NERAT-2D, неоднократно успешно тестированный [10], основан на интегрировании уравнений Навье – Стокса и позволяет использовать две алгебраических модели турбулентного нагрева и трения: модель турбулентного смешения Прандтля [11–14] и модель Болдуина – Ломакса [15].

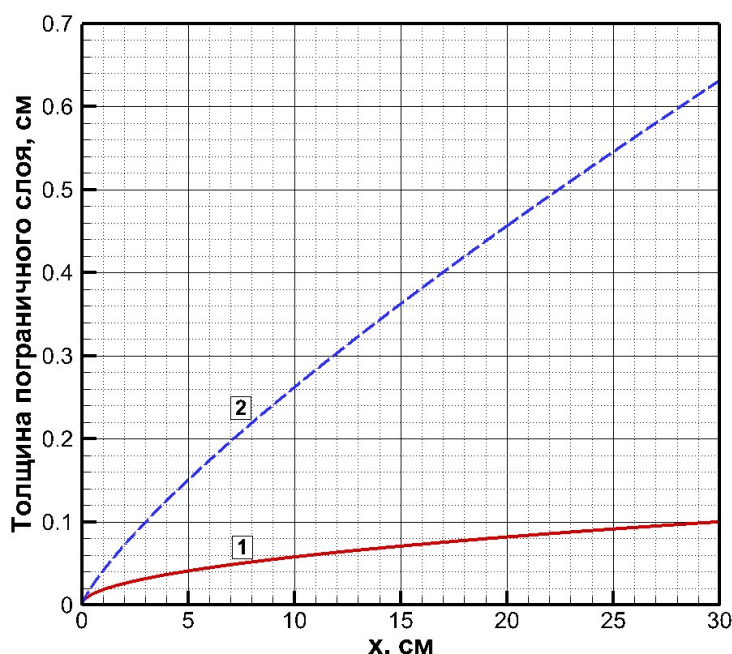


Рис. 3. Толщина (в см) пограничного слоя вдоль поверхности пластины в эксперименте № 1: 1 – ламинарный пограничный слой (ЛПС); 2 – турбулентный пограничный слой (ТПС)

Сравнение распределений чисел Стантона вдоль поверхности острой пластины (рис. 4) показывает, что для эксперимента № 1 модуль HESP2D выдает значения, близкие к экспериментальным, в зоне ламинарного режима течения, а в зоне турбулентного течения – близкие к верхней границе экспериментальных данных, что можно считать приемлемым на этапе проектирования, поскольку в таком случае обеспечивается запас по тепловым потокам. Также необходимо отметить, что обе модели турбулентности, реализованные в авторском компьютерном коде NERAT-2D, обеспечивают распределение чисел Стантона по нижней границе для участка с ламинарным течением, в то время как для участка с турбулентным течением модель смешения Прандтля реализует усредненное значение тепловых потоков, а модель Болдуина – Ломакса – распределение по нижней границе.

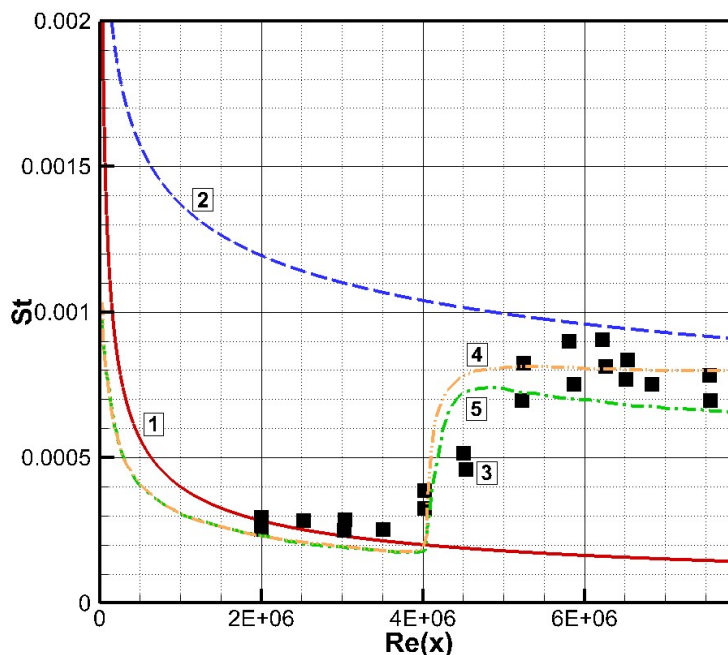


Рис. 4. Распределение чисел St вдоль поверхности обтекаемой пластины в эксперименте № 1: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС); 3 – эксперимент; 4 – код NERAT-2D (модель смешения Прандтля); 5 – код NERAT-2D (модель Болдуина – Ломакса)

Сравнение распределений коэффициента трения (рис. 5) показывает полное совпадение результатов работы расчетных кодов HESP2D и NERAT-2D (для обеих реализуемых моделей турбулентности) в зоне ламинарного течения, а для зоны турбулентного течения наблюдается распределение, близкое к распределению с использованием модели турбулентности Болдуина – Ломакса.

На рис. 6–8 представлены результаты работы модуля HESP2D, а также их сравнение с экспериментальными данными и результатами работы авторского компьютерного кода NERAT-2D для эксперимента № 2 (см. табл. 1).

Сравнение распределений чисел Стантона (рис. 7) и коэффициента трения (рис. 8), полученных с использованием расчетного кода HESP2D, с экспериментом № 2 и авторским компьютерным кодом NERAT-2D показывает, что код HESP2D обеспечивает получение качественно аналогичных распределений указанных параметров, что и в случае эксперимента № 1. Необходимо отметить, что при $Pr = 0.72$ кривые распределения чисел Стантона в зоне турбулентного режима течения расположены ниже нижней границы экспериментальных данных (распределения для $Pr = 0.6$ и $Pr = 1.0$ представлены в [4]).

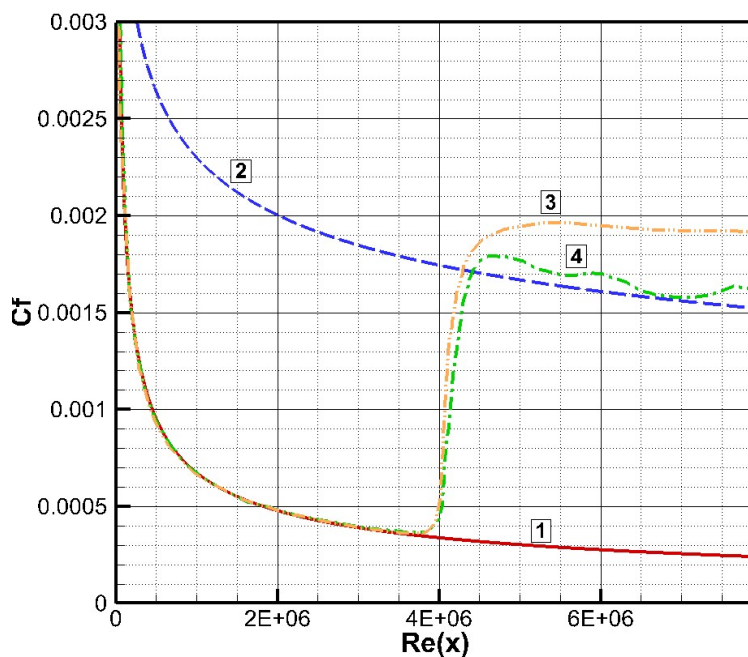


Рис. 5. Распределение коэффициента трения C_f вдоль поверхности обтекаемой пластины в эксперименте №1: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС); 3 – код NERAT-2D (модель смешения Прандтля); 4 – код NERAT-2D (модель Болдуина – Ломакса)

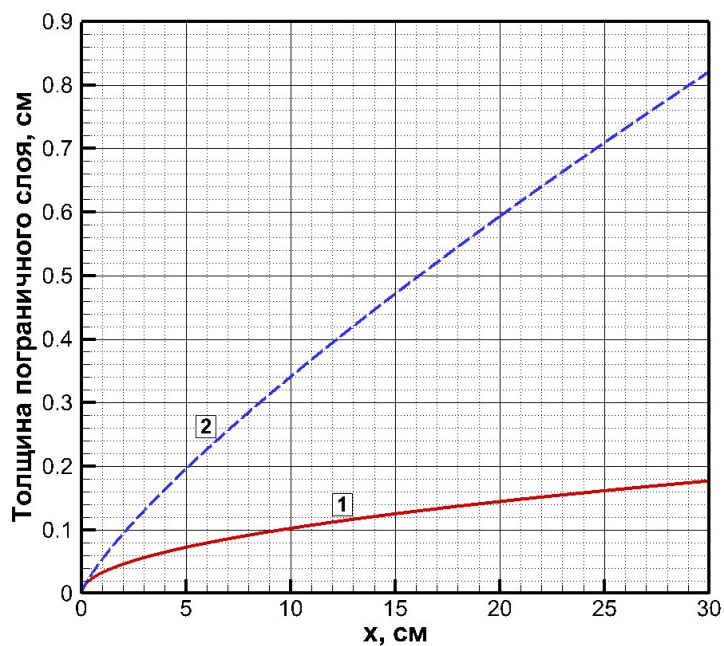


Рис. 6. Толщина (в см) пограничного слоя вдоль поверхности пластины в эксперименте № 2: 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – турбулентный пограничный слой

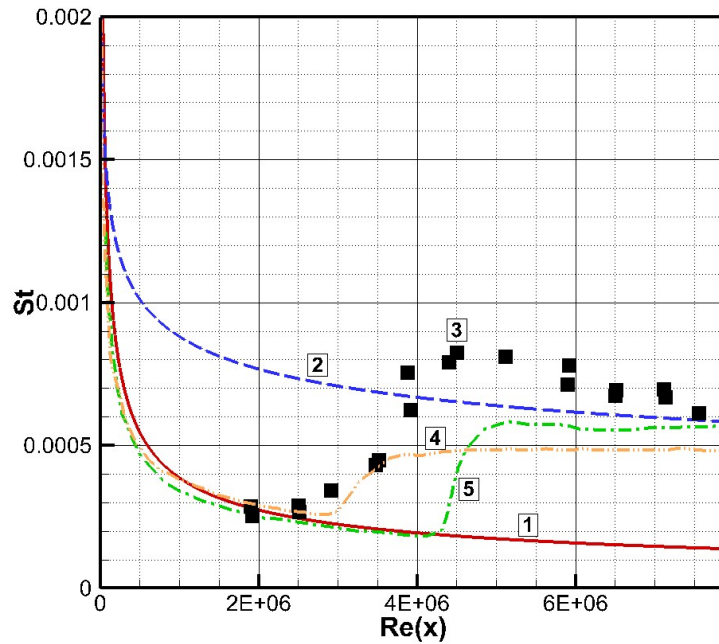


Рис. 7. Распределение чисел St вдоль поверхности обтекаемой пластины в эксперименте № 2: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС); 3 – эксперимент; 4 – код NERAT-2D (модель смешения Прандтля); 5 – код NERAT-2D (модель Болдуина – Ломакса)

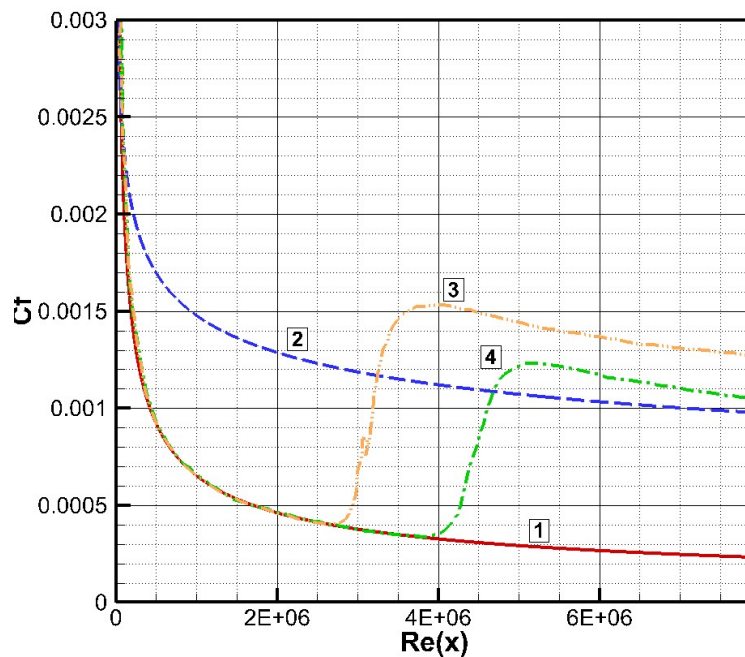


Рис. 8. Распределение коэффициента трения C_f вдоль поверхности обтекаемой пластины в эксперименте № 2: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС); 3 – код NERAT-2D (модель смешения Прандтля); 4 – код NERAT-2D (модель Болдуина – Ломакса)

Сравнение результатов работы модуля HESC2D проводилось с данными эксперимента HIFiRE-1 [8] и с расчетами, основанными на использовании различных моделей турбулентности (модели Болдуина – Ломакса [15], Спаларта – Аллмараса [16] и переноса касательных

напряжений [17] с коррекцией по [18–20]), результаты которых также представлены в [8]. На рис. 9–14 представлено сравнение для экспериментов № 3 и № 4.

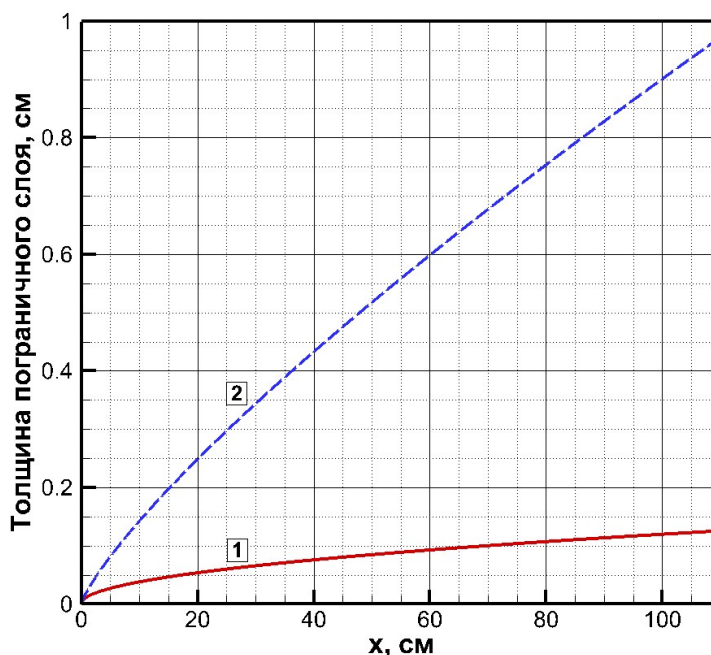


Рис. 9. Толщина (в см) пограничного слоя вдоль поверхности конуса в эксперименте № 3: 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – турбулентный пограничный слой

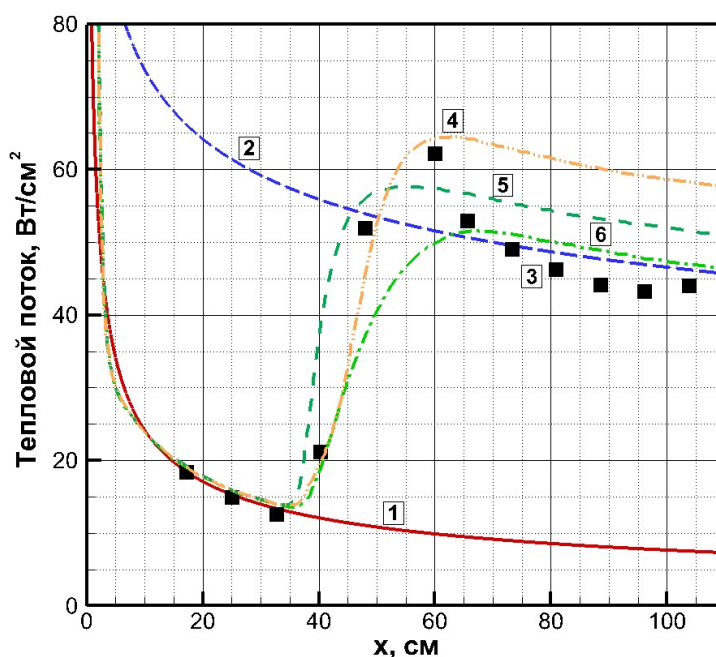


Рис. 10. Распределение чисел St вдоль поверхности обтекаемого конуса в эксперименте № 3: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС); 3 – эксперимент; 4 – модель переноса касательных напряжений; 5 – модель Спаларта – Аллмараса; 6 – модель Болдуина – Ломакса

Анализ распределений тепловых потоков, полученных в результате работы модуля HESC2D для экспериментов № 3 (рис. 11) и № 4 (рис. 13), и их сравнение с эксперименталь-

ными данными и расчетами с использованием трех моделей турбулентности показывает высокую точность полученных значений в зоне ламинарного режима течения и хорошее приближение в зоне турбулентного режима. Причем для эксперимента № 3 получено усредненное распределение по отношению к экспериментальным данным, а для эксперимента № 4 – близкое к нижней границе. Также необходимо отметить, что, как и в случае острой пластины, полученные значения близки к распределениям, полученным при расчетах с использованием модели Болдуина – Ломакса.

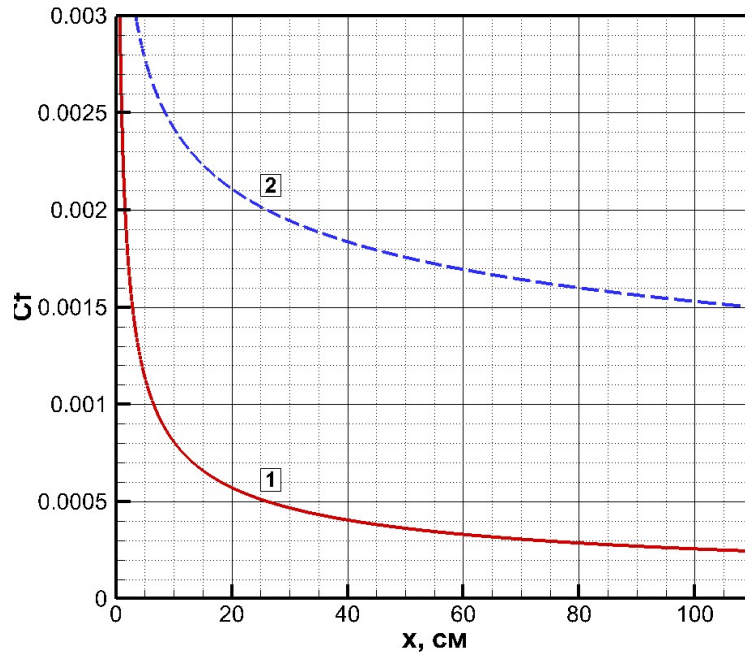


Рис. 11. Распределение коэффициента трения C_f вдоль поверхности обтекаемого конуса в эксперименте № 3: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС)

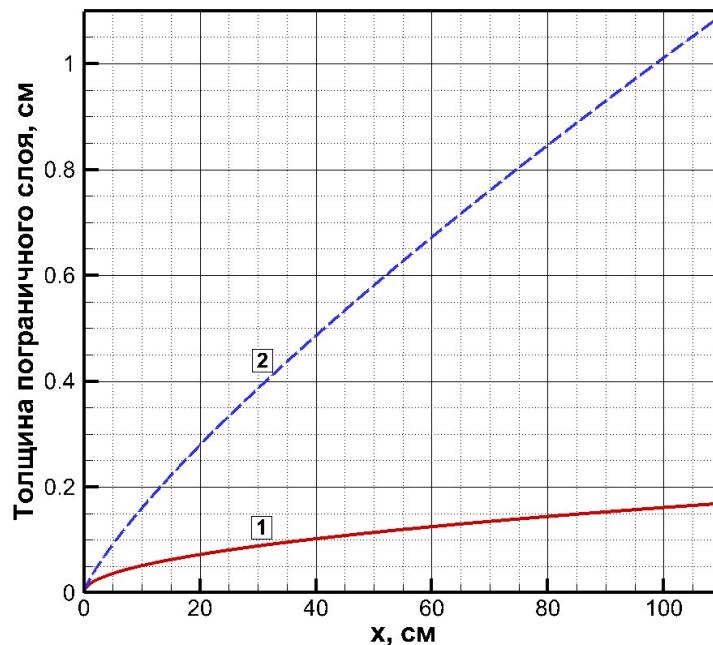


Рис. 12. Толщина (в см) пограничного слоя вдоль поверхности конуса в эксперименте № 4: 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – турбулентный пограничный слой

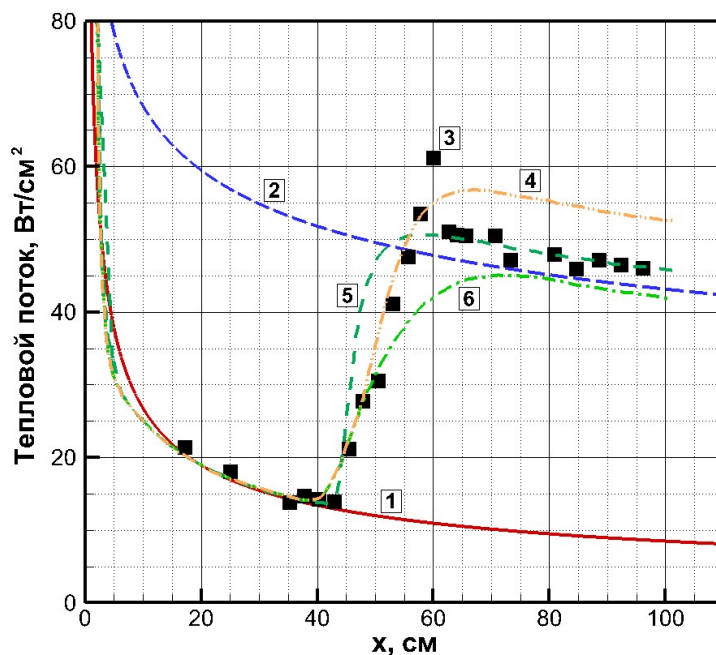


Рис. 13. Распределение чисел St вдоль поверхности обтекаемого конуса в эксперименте № 4: 1 – эксперимент; 2 – код HESP2D (ЛПС); 3 – код HESP2D (ТПС); 4 – модель переноса касательных напряжений; 5 – модель Спаларта – Аллмараса; 6 – модель Болдуина – Ломакса

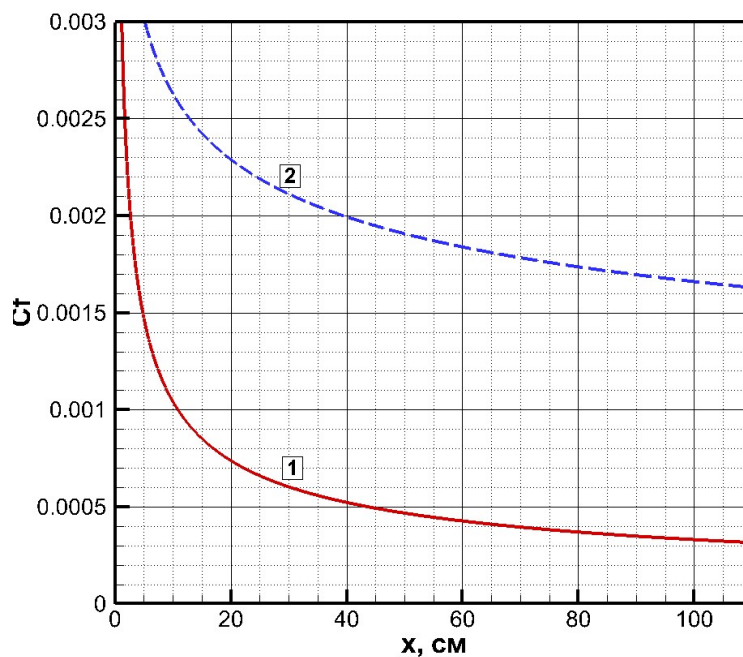


Рис. 14. Распределение коэффициента трения C_f вдоль поверхности обтекаемого конуса в эксперименте №1: 1 – код HESP2D (ЛПС); 2 – код HESP2D (ТПС)

7. Заключение

В рамках данной работы предложен способ ускорения расчетов и увеличения точности определения параметров при проектировании ВЛА, основанный на параллельном расчете параметров обтекания конструктивных элементов, составляющих аэродинамическую компо-

новку, с применением корреляционных соотношений и точных методов. Определены ключевые задачи, решение которых необходимо при создании летательных аппаратов данного класса. Продемонстрированы расчетные модули HESP2D и HESC2D, обеспечивающие расчет параметров обтекания острой пластины и острого конуса высокоскоростным потоком газа. Выполнено сравнение результатов работы модуля HESP2D с экспериментальными данными и результатами работы авторского компьютерного кода NERAT-2D с реализованными моделями смещения Прандтля и Болдуина – Ломакса, а также сравнение результатов работы модуля HESC2D с данными из эксперимента HIFiRE-1 и моделями переноса касательных напряжений, Спаларта – Аллмараса и Болдуина – Ломакса.

По результатам анализа полученных распределений чисел Стантона и коэффициента трения можно утверждать, что разработанные модули позволяют производить вычисление указанных параметров с погрешностью не более 11 % по тепловым потокам и 14 % по напряжению трения без учета ламинарно-турбулентного перехода для конкретных условий сравнения расчетных и экспериментальных данных, что можно считать достаточным для инженерных расчетов.

Литература

1. Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука. 1988. – 424 с.
2. Землянский Б.А., Лунев В.В., Власов В.И. и др. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М.: Физматлит. 2014. 377 с.
3. Авдеевский В.С. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике// М.: Машиностроение. – 1992. – Т. 528.
4. Суржиков С.Т. Турбулентный теплообмен на поверхности острой пластины при сверхзвуковом обтекании при $M=6 \div 8$ //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т.20, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/890/>. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.4.890>
5. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. 1: Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла: Учебник. Изд. стереотип. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2015. – 494 с.
6. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. 2: Методы аэродинамического расчета: Учебник. Изд. стереотип. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2015. – 416 с.
7. Bertram M.H., Cary A.M., Jr., Whitehead A.H., Jr. Experiments with Hypersonic Turbulent Boundary Layers on Flat Plate and Delta Wings. AGARD Specialists Meeting on Hypersonic Boundary Layers and Flow Fields. London. England. May 1968.
8. MacLean M., Wadhams T., Holden M. Ground Test Studies of the HIFiRE-1 Transition Experiment Part 2: Computational Analysis // Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 45. No. 6. November-December 2008.
9. Суржиков С.Т. Конвективный нагрев сферического затупления малого радиуса при относительно низких гиперзвуковых скоростях // ТВТ. 2013. Т. 51. №2. С. 261–276.
10. Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. Двухмерные модели. М.: Физматлит, 2018. 543 с.
11. Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. М.: Изд-во ИЛ. 1962. 607 с.
12. Tannehill J.C., Anderson D.A., Pletcher R.H. Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer. 1997. Taylor&Francis. 792 p.
13. Date A.W. Introduction to Computational Fluid Dynamics, Cambridge University Press. 2005. 377 p.
14. Cebeci T., Bradshaw P. Physical and Computational Aspects of Convective Heat Transfer. Springer-Verlag. 2012. 486 p.
15. Baldwin B.S., Lomax H. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows. AIAA Paper 78-0257. 1978. 8 p.
16. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA Paper 92-0439, Jan. 1992.

17. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, Aug. 1994, pp. 1598–1605.
18. Brown J. Turbulence Model Validation for Hypersonic Flow. 8th Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA Paper 2002-3308, June 2002.
19. Catris S., Aupoix B. Improved Turbulence Models for Compressible Boundary Layers. 2nd Theoretical Fluid Mechanics Meeting, AIAA Paper 98-2696, June 1998.
20. Saunders D., Yoon S, Wright M. An Approach to Shock Envelope Grid Tailoring and Its Effect on Reentry Vehicle Solutions. 45th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA Paper 2007-0207, Jan. 2007.

References

1. Chernij G. G., *Gas Dynamics*, Moscow: Nauka, 1988, 424 p. [in Russian].
2. Zemljanskij B. A., Lunev V. V., Vlasov V. I., *Convective heat transfer of aircrafts*, Ed. by Zemlyanskij B.A., Moscow: Fizmatlit, 2014, 377 p. [in Russian].
3. Avduevskij V. S., Galicejskij B. M., Glebov G. A., *The basics of heat transfer in aviation and rocket and space technology*, Moscow: Mashinostroenie, 1992, 528 p. [in Russian].
4. Surzhikov S.T., Turbulent Heat Exchange on the Surface of a Sharp Plate at a Supersonic Flow at $M = 6 \div 8$, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2019, vol. 20, no. 4. [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/890/>. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.4.890>
5. Krasnov N. F., *Aerodynamics. P. 1: The basics of theory. Aerodynamics of the profile and wing*, Moscow: Knizhnyj dom “LIBROKOM”, 2015, 494 p. [in Russian].
6. Krasnov N. F., *Aerodynamics. P. 2: The methods of the aerodynamics calculation*, Moscow: Knizhnyj dom “LIBROKOM”, 2015, 416 p. [in Russian].
7. Bertram M. H., Cary A. M., Jr., Whitehead A. H., Jr., Experiments with Hypersonic Turbulent Boundary Layers on Flat Plate and Delta Wings, *AGARD Specialists Meeting on Hypersonic Boundary Layers and Flow Fields*, London, England, May 1968.
8. MacLean M., Wadhams T., Holden M., Ground Test Studies of the HIFiRE-1 Transition Experiment Part 2: Computational Analysis, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 6, pp. 1149–1164.
9. Surzhikov S. T., Convective heating of small-radius spherical blunting for relatively low hypersonic velocities, *High Temperature*, 2013, vol. 51, pp. 231–245.
10. Surzhikov S. T., *Computational models of reentry space crafts. Two-dimensional models*, Moscow: Fizmatlit, 2018, 543 p. [in Russian].
11. Hayes W. D., and Probstein R. F., *Hypersonic Flow Theory*, Academic Press, New York, 1959, 464 p.
12. Tannehill J. C., Anderson D. A., Pletcher R. H., *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*, Taylor&Francis, 1997, 792 p.
13. Date A. W., *Introduction to Computational Fluid Dynamics*, Cambridge University Press, 2005, 377 p.
14. Cebeci T., Bradshaw P., *Physical and Computational Aspects of Convective Heat Transfer*, Springer-Verlag, 2012, 486 p.
15. Baldwin B. S., Lomax H., Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-0257, 1978, 8 p.
16. Spalart P. R., Allmaras S. R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, *30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA Paper 92-0439, Jan. 1992. <https://doi.org/10.2514/6.1992-439>
17. Menter F. R., Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>
18. Brown J., Turbulence Model Validation for Hypersonic Flow, *8th Thermophysics and Heat Transfer Conference*, AIAA Paper 2002-3308, June 2002. <https://doi.org/10.2514/6.2002-3308>
19. Catris S., Aupoix B., Improved Turbulence Models for Compressible Boundary Layers, *2nd Theoretical Fluid Mechanics Meeting*, AIAA Paper 98-2696, June 1998. <https://doi.org/10.2514/6.1998-2696>

20. Saunders D., Yoon S, Wright M., An Approach to Shock Envelope Grid Tailoring and Its Effect on Reentry Vehicle Solutions, *45th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA Paper 2007-0207, Jan. 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-207>

Статья поступила в редакцию 13 декабря 2022 г.