

**СРАВНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛООБМЕНА  
ПРИ НЕОСЕСИММЕТРИЧНОМ ОБТЕКАНИИ ПРИТУПЛЕННОГО  
КОНУСА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОММЕРЧЕСКОГО  
РАСЧЕТНОГО ПАКЕТА FLOEFD И ИНЖЕНЕРНЫХ МЕТОДИК**

М.Ю. Бродский

m.yu.brodskij@vpk.npomash.ru

**АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов,  
Московская обл., Российская Федерация**

---

**Аннотация**

Проведены расчеты равновесной температуры поверхности объектов сложной формы, движущихся в плотных слоях атмосферы Земли со сверхзвуковой скоростью, сопряженные с необходимостью рассмотрения совокупности задач, не имеющих аналитического физико-математического описания. При решении использованы инженерные методики, основанные на полуэмпирических подходах, или численное моделирование процессов газодинамики и теплообмена в трехмерной постановке. Вследствие совершенствования характеристик вычислительной техники широкое применение находят коммерческие расчетные пакеты, предназначенные для моделирования обтекания тел приближенным решением системы уравнений Навье — Стокса с использованием метода конечных элементов. Такие расчетные комплексы позволили с высокой точностью моделировать распределение давления на поверхности обтекаемого высокоскоростным потоком тела произвольной формы. Для их корректного использования задействованы значительные вычислительные мощности. В настоящее время продолжает выходить большое число публикаций, посвященных приближенным методам расчета интенсивности конвективного теплообмена при пространственном обтекании тел газовым потоком. Применение всех полуэмпирических методов ограничено телами простой геометрии. Наличие ограничений при использовании каждого подхода приводит к необходимости их сравнительной оценки и поиску возможностей их комбинирования. Сравнение выполнено на примере расчетного случая с относительно простой картиной обтекания, для которой существуют освоенные инженерные методики

**Ключевые слова**

*Несимметричное обтекание, теплообмен, равновесная температура, пограничный слой, метод эффективной длины, вычислительный комплекс FloEFD*

Поступила 14.03.2024

Принята 15.04.2024

© Автор(ы), 2024

**Введение.** Одной из проблем, решаемых при проектировании летательных аппаратов (ЛА), осуществляющих высокоскоростной полет в плотных слоях атмосферы Земли, является учет интенсивного аэродинамического нагрева элементов их конструкции. По мере увеличения скорости полета растет энтальпия торможения набегающего потока и материалы конструкции ЛА подвергаются все более интенсивному нагреву.

На современном этапе развития техники благодаря внедрению САПР и аддитивных технологий наблюдается тенденция к совершенствованию аэродинамических характеристик ЛА, что связано с повышением сложности формы их внешних обводов. Усложнение геометрии обтекаемого высокоскоростным потоком объекта ожидаемо приводит к повышению сложности задачи расчета теплообмена на его поверхности, так как точное моделирование пограничного слоя для тел сложной формы сопряжено с рядом проблем.

Интенсивность теплообмена на поверхности ЛА определяется процессами, происходящими в относительно тонком пограничном слое [1]. Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный приводит к значительному увеличению интенсивности подвода теплоты к поверхности аппарата [2]. Ненулевые углы атаки и скольжения приводят к смещению точки торможения и, как следствие, к возникновению ламинарной области течения [3].

Независимо от метода расчета конвективного теплообмена в пограничном слое для его проведения необходимо знать распределение давления и скорости газа на поверхности тела [4]. В качестве первого приближения могут быть применены инженерные методики [3, 5], однако их использование возможно только для тел простой геометрии [4, 6].

В настоящее время доступен ряд коммерческих расчетных пакетов, предназначенных для моделирования обтекания тел путем приближенного решения системы уравнений Навье — Стокса методом конечных элементов. Такие расчетные комплексы позволяют с достаточно высокой точностью моделировать распределение давления на поверхности обтекаемого высокоскоростным потоком тела [7, 8]. Однако в некоторых случаях они выдают кардинально неверные результаты при оценке теплообмена на поверхности.

Возможным решением указанной проблемы является использование в качестве исходных данных для инженерной методики расчета теплообмена значений давления в точках на поверхности тела, полученных с помощью находящегося в открытом доступе расчетного алгоритма [9, 10].

В связи с этим представляет практический интерес сравнить результаты моделирования теплообмена с использованием расчетного пакета FloEFD и инженерных методик, а также оценить возможность их комбинации.

**Расчетный случай.** В качестве примера, на котором проводится сравнение результатов расчета с использованием коммерческого пакета FloEFD и инженерных методик, рассмотрено тело в форме сферически затупленного осесимметричного конуса со следующими характеристиками: радиус сферического затупления (скругления) 0,1 м, угол полураствора конуса  $7^\circ$ , шероховатость поверхности тела в части ее влияния как на месторасположение переходной области течения, так и на усиление конвективного теплообмена  $\Delta_T = 20$  мкм, коэффициент черноты поверхности тела  $\varepsilon = 1$ .

Рассмотрены случаи движения тела в атмосфере Земли на высоте 25 км со скоростью 2500 м/с с нулевым углом атаки и углом атаки  $5^\circ$ . Поскольку для расчета с помощью пакета FloEFD требуются значительные вычислительные мощности, расчетная область была ограничена областью с наибольшими градиентами скорости и давления — затуплением и его переходом в конус.

**Применяемая инженерная методика.** Для расчета давления газа на поверхности сферически затупленного конуса использована инженерная методика, предложенная В.В. Лунёвым, модифицированная В.В. Горским для случаев обтекания газовым потоком притупленных тел под ненулевым углом атаки [3, 5]. Давление в точках на поверхности сферически затупленного конуса полагается функцией угла  $\vartheta_A$  между касательной, проведенной к образующей тела, и вектором скорости набегающего потока  $\vec{V}$ :

$$P = P_0 \left[ 1 - 0,017 \frac{\text{ctg}^2 \vartheta_A}{1 + \text{ctg}^2 \vartheta_A} + 0,235 \frac{\text{ctg}^6 \vartheta_A}{(1 + \text{ctg}^2 \vartheta_A)^3} \right]. \quad (1)$$

Здесь  $\vartheta_A = \vartheta + \tilde{\alpha}$ , где  $\vartheta$  — угол между касательной, проведенной к образующей тела, и его продольной осью;  $\tilde{\alpha}$  — локальный угол атаки.

Далее рассчитывается скорость течения газа на поверхности конуса с применением формулы Бернулли:

$$u = \sqrt{2h_0 \left[ 1 - (P/P_0)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]},$$

где  $h_0$  — энтальпия торможения потока;  $P_0$  — давление торможения в передней критической точке.

Для расчета интенсивности конвективного теплообмена на поверхности сферически затупленного конуса использован предложенный В.С. Авдуевским метод эффективной длины [11, 12]. Удельный тепловой поток, подводимый к поверхности тела, можно записать так:

$$q_w(S) = \{St_L(S)[h_{r,L}(S) - h_w(S)][1 - \Gamma(S)] + St_T(S)[h_{r,T}(S) - h_w(S)]\Gamma(S)\} \rho_\infty V_\infty. \quad (3)$$

Здесь  $St_L$ ,  $St_T$  — числа Стэнтона для ламинарного и турбулентного течений;  $h_w$  — энтальпия газа при температуре стенки;  $\Gamma$  — степень турбулентности течения газа в пограничном слое.

Для ламинарного режима течения газа в пограничном слое энтальпия восстановления имеет вид

$$h_{r,L} = h_{mm} + (h_{00} - h_w) \sqrt{\text{Pr}};$$

для турбулентного режима течения:

$$h_{r,T} = h_{mm} + (h_{00} - h_w) \sqrt[3]{\text{Pr}}.$$

Здесь  $h_{mm}$  — среднемассовая энтальпия невязкого течения идеального газа в пограничном слое;  $\text{Pr}$  — число Прандтля.

Для определения термодинамических и газодинамических свойств воздуха как функции энтальпии и давления использованы табличные данные и аппроксимационные формулы [13].

Равновесную температуру поверхности определяли из условия равенства теплового потока, подводимого к поверхности за счет конвективного теплообмена и теплового потока, теряемого ею посредством излучения.

**Моделирование обтекания с использованием пакета FloEFD.** Для обеспечения корректного расчета обтекания на поверхности сферически затупленного конуса границы расчетной области расположены на расстоянии 0,25 м от вершины тела в направлении против течения потока; на расстоянии 2 м от вершины в направлении по течению; на расстоянии 0,6 м от оси конуса в направлениях, перпендикулярных течению.

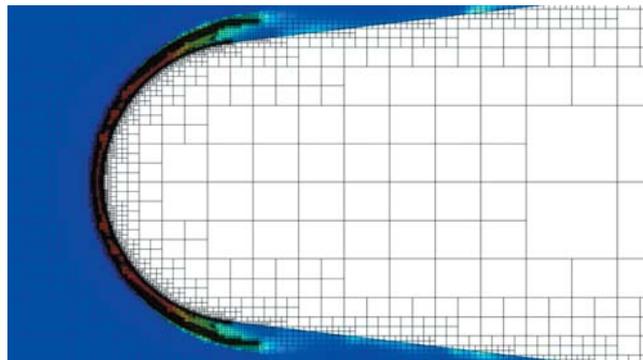
При численном моделировании обтекания с использованием пакета FloEFD применены следующие настройки расчетной сетки:

- уровень дробления глобальной расчетной сетки равен 3;
- на поверхности тела построена локальная эквидистантная расчетная сетка с отступом 0,05 м и значениями дробления ячеек и отображения кривизны поверхности, равными 4;

- использована автоматическая адаптация структуры локальной сетки после завершения виртуальной продувки;
- автоматическая адаптация структуры сетки проведена до обеспечения сеточной сходимости действующих на тело сил и моментов, но не менее 3 раз [14];
- для определения равновесной температуры поверхности использована встроенная модель радиационного теплообмена.

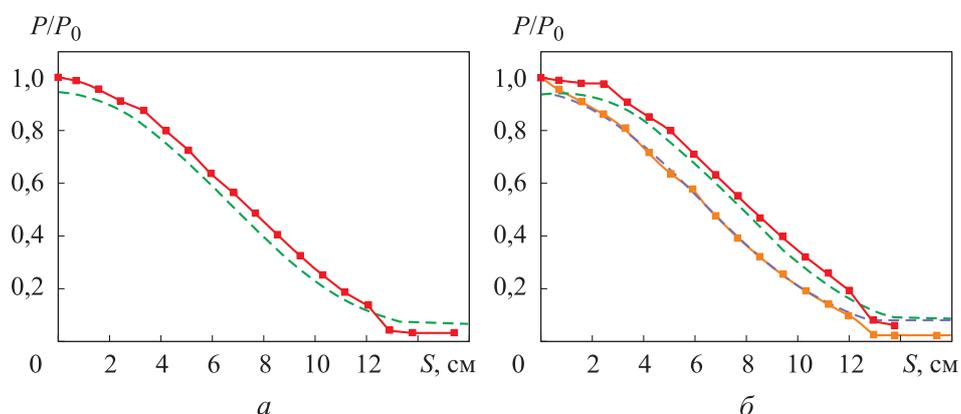
В результате применения пакета FloEFD достигнута сеточная сходимость результатов расчета действующих на тело аэродинамических сил и моментов, однако значения статического давления на поверхности имели большой разброс.

Для решения этой проблемы потребовалось создать дополнительную локальную сетку на поверхности сферически затупленного конуса с отступом 0,005 м и значениями дробления ячеек и отображения кривизны поверхности, равными 7. Сформированная после последней адаптации расчетная сетка приведена на рис. 1.



**Рис. 1.** Сформированная расчетная сетка после автоматической адаптации для варианта с нулевым углом атаки

**Сравнение значений давления на поверхности сферически затупленного конуса.** Зависимость местного статического давления  $P$  от криволинейной координаты  $S$  приведена на рис. 2. Для удобства восприятия оно отнесено к давлению торможения в передней критической точке  $P_0 = 2,34$  атм, для всех вариантов. Криволинейная координата на всех графиках отсчитывается по образующей тела — от ее начала в точке пересечения с продольной строительной осью. Здесь и далее используется следующая цветовая маркировка графиков: кривыми красного и оранжевого цвета показаны графики значений, полученных с помощью расчетного пакета FloEFD (рис. 2, а), зеленого и фиолетового — с помощью инже-



**Рис. 2.** Давление на образующей тела при нулевом угле атаки (*а*) и давление на подветренной (нижней) и наветренной (верхней) образующих при угле атаки  $5^\circ$  (*б*)

нерных методик (рис. 2, *б*). Для варианта расчета с углом атаки  $5^\circ$  кривые красного и зеленого цвета относятся к подветренной образующей тела, а оранжевого и фиолетового — к наветренной образующей (см. рис. 2, *б*).

На графиках, полученных с использованием пакета FloEFD, точки, в которых выводились значения давления и температуры, отмечены маркерами. При построении графиков с помощью инженерных методик на поверхности сферически затупленного конуса брался постоянный шаг  $0,5^\circ$ .

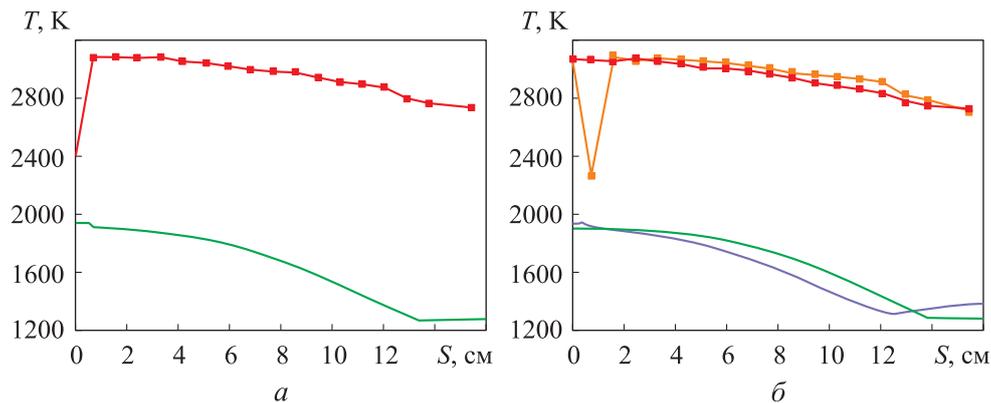
При сравнении видно сходство между результатами расчета распределения давления по поверхности сферически затупленного конуса с помощью пакета FloEFD и инженерной методики, модифицированной для случая обтекания с ненулевым углом атаки [3]. Различие значений давления составляет не более 5 % давления торможения.

Отметим, что пакет FloEFD можно использовать для расчета давления на поверхности тел любой сложной, в том числе и ассиметричной формы, но для его корректного использования необходим значительный объем вычислительных мощностей.

**Сравнение распределений температуры на поверхности сферически затупленного конуса.** Зависимости равновесной температуры  $T$  от криволинейной координаты  $S$  для вариантов обтекания с нулевым углом атаки и углом атаки  $5^\circ$  приведены на рис. 3.

Отметим большие различия результатов расчета равновесной температуры поверхности с использованием пакета FloEFD и комбинации инженерных методик. При этом расчеты с помощью пакета FloEFD

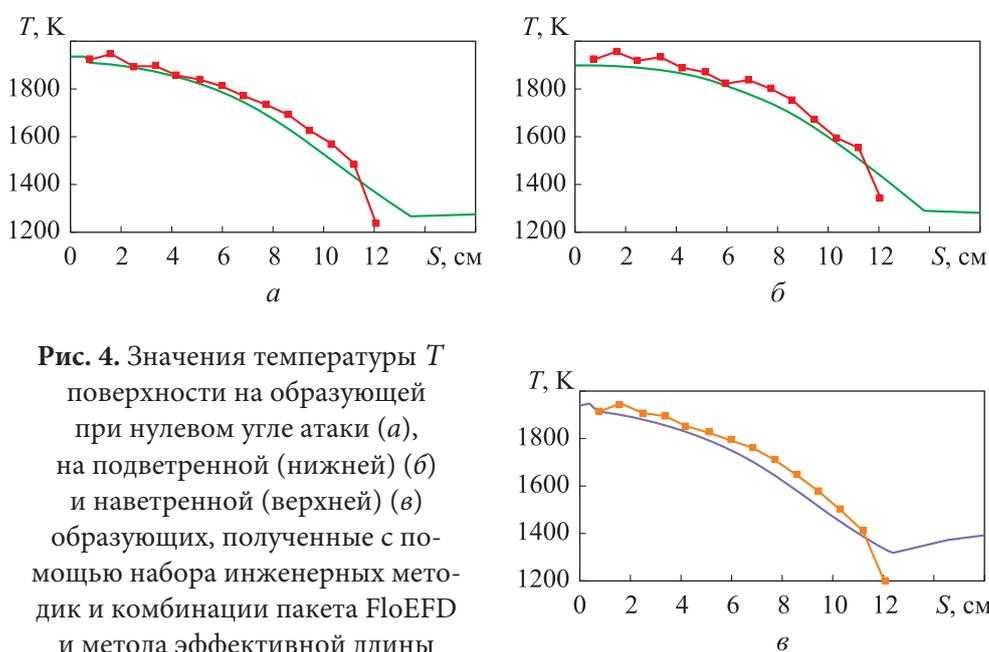
не только приводят к завышенным значениям температуры поверхности  $T$ , но и температура поверхности оказывается близка температуре восстановления потока  $T_e$ . С учетом этого можно сделать вывод о некорректности моделирования явлений теплообмена в высокоэнталийных пограничных слоях с помощью пакета FloEFD.



**Рис. 3.** Зависимости равновесной температуры  $T$  от криволинейной координаты  $S$  для вариантов обтекания с нулевым углом атаки (*а*), на подветренной (нижней) и наветренной (верхней) образующих с углом атаки  $5^\circ$  (*б*), полученные с помощью пакета FloEFD (красные кривые) и комбинации инженерных методик (зеленые кривые)

**Расчет распределения температуры поверхности с использованием комбинации пакета FloEFD и метода эффективной длины, предложенного В.С. Авдеевским.** Пакет FloEFD может быть использован для расчета давления на поверхности тел любой сложной формы, а для определения конвективного теплового потока и равновесной температуры поверхности с помощью метода эффективной длины необходимо располагать данными о распределении давления на линии тока, поэтому целесообразна комбинация этих инструментов (см. например, [9, 10]). Это позволяет с использованием данных о распределении давления на поверхности, полученных с помощью пакета FloEFD, в качестве исходной информации для метода эффективной длины проводить расчет теплообмена для тел сложной формы.

На рис. 4 красным и оранжевым цветами показаны значения температуры поверхности, полученные с помощью указанной комбинации пакета FloEFD и метода эффективной длины. Зеленым и фиолетовым цветами показаны графики температуры поверхности, полученные с применением набора хорошо зарекомендовавших себя инженерных методик на базе подходов В.В. Лунёва и В.С. Авдеевского.



**Рис. 4.** Значения температуры  $T$  поверхности на образующей при нулевом угле атаки (*а*), на подветренной (нижней) (*б*) и наветренной (верхней) (*в*) образующих, полученные с помощью набора инженерных методик и комбинации пакета FloEFD и метода эффективной длины

На графиках значения равновесной температуры поверхности, полученные с помощью комбинации пакета FloEFD и метода эффективной длины, достаточно хорошо согласуются с результатами, полученными с использованием набора широко распространенных инженерных методик. В настоящей работе максимальное расхождение между значениями равновесной температуры, полученными с помощью этих подходов, составило 11,08 %.

Несмотря на кажущуюся универсальность, использование комбинации пакета FloEFD и метода эффективной длины для оценки равновесной температуры поверхности тела сложной формы может привести к некорректным результатам в следующих случаях:

- воздух в высокоэнthalпийном пограничном слое не находится в состоянии термохимического равновесия и значительное влияние на теплообмен оказывает каталитическая активность поверхности тела [15, 16];
- с поверхности тела происходит абляция материала и тепловая энергия может затрачиваться на фазовый переход [17, 18] либо выделяться в процессе химических реакций с воздухом [19, 20];
- обтекание тела не является безотрывным [21, 22];
- с поверхности тела происходит интенсивный вдув газа в пограничный слой [23, 24].

**Заключение.** Результаты расчета распределения давления на поверхности сферически затупленного конуса, обтекаемого высокоскоростным потоком воздуха, полученные с использованием коммерческого расчетного пакета FloEFD, хорошо согласуются с данными, полученными с помощью валидированных инженерных методик.

Результаты расчета равновесной температуры на поверхности сферически затупленного конуса, полученные

– с использованием коммерческого расчетного пакета FloEFD, входят в противоречие с данными валидированных инженерных методик и не могут применяться при проектировании;

– с использованием комбинации пакета FloEFD и метода эффективной длины, соответствуют данным валидированных инженерных методик и могут применяться на ранних этапах разработки изделий ракетно-космической техники.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Valio-Laurin R. Laminar heat transfer on three-dimensional blunt nosed bodies in hypersonic flow. *ARSJ*, 1959, vol. 29, no. 2, pp. 123–129.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/8.4698>
- [2] Горский В.В., Саввина А.Г. Конвективный теплообмен и трение в тонком ламинарно-турбулентном пограничном слое на непроницаемой боковой поверхности затупленных конусов малого удлинения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 3 (138), с. 25–37.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-25-37>
- [3] Горский В.В., Бродский М.Ю. Алгоритм газодинамического расчета асимметричных конусов методом локальных клиньев и конусов. *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, № 1 (144), с. 22–37.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-22-37>
- [4] Лунёв В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. М., Машиностроение, 1975.
- [5] Лунёв В.В., Магомедов К.М., Павлов В.Г. Гиперзвуковое обтекание притупленных конусов с учетом равновесных физико-химических превращений. М., Вычислительный центр АН СССР, 1968.
- [6] Лунёв В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. М., ФИЗМАТЛИТ, 2007.
- [7] Гуров Л.В., Думной Г.Е., Иванов А.В. Применение вычислительного комплекса FloEFD для расчета аэродинамики летательных аппаратов с газоструйными органами управления. *Вестник концерна ПВО «Алмаз-Антей»*, 2015, № 2, с. 61–68.  
DOI: <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2015-2-61-68>
- [8] Минюшкин Д.Н., Крюков И.А. Расчет прогрева и уноса теплозащитного материала в осесимметричной постановке. *ТВТ*, 2020, т. 58, № 2, с. 244–248.  
DOI: <https://doi.org/10.31857/S0040364420020143>

- [9] Минюшкин Д.Н., Фролов И.С. Оценка конвективных тепловых потоков для метеороидных тел в трехмерной постановке. *ТВТ*, 2023, т. 61, № 4, с. 588–593.  
DOI: <https://doi.org/10.31857/S0040364423040099>
- [10] Минюшкин Д.Н. Математическое моделирование изменения формы метеороидного тела при аэродинамическом нагреве. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., МФТИ, 2023.
- [11] Авдудевский В.С. Приближенный метод расчета трехмерного пограничного слоя на линии растекания. *Изв. АН СССР. ОТН. Механика и машиностроение*, 1962, № 2, с. 11–16.
- [12] Горский В.В. Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты. М., Научный Мир, 2015.
- [13] Горский В.В., Ватолина Е.Г. Аппроксимационные формулы для расчета энтальпии равновесного воздуха в широком диапазоне изменения температур и давлений. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2002, № 2 (9), с. 76–83.
- [14] Карасев П.И., Шишаева А.С., Аксенов А.А. Качественное построение расчетной сетки для решения задач аэродинамики в программном комплексе FlowVision. *Вестник ЮУрГУ. Сер. Вычислительная математика и информатика*, 2012, № 2, с. 46–58. DOI: <http://dx.doi.org/10.14529/cmse120205>
- [15] Никитин П.В., Шкуратенко А.А. Влияние каталитически активной поверхности на интенсивность конвективного теплообмена. *Труды МАИ*, 2016, № 88.  
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=70574>
- [16] Гулард Р. О влиянии скоростей каталитической рекомбинации на теплопередачу при торможении гиперзвукового потока. *Вопросы ракетной техники*, 1959, № 5, с. 3–23.
- [17] Горский В.В., Забарко Д.А., Оленичева А.А. Исследование процесса уноса массы углеродного материала в рамках полной термохимической модели его разрушения для случая равновесного протекания химических реакций в пограничном слое. *ТВТ*, 2012, т. 50, № 2, с. 307–312. EDN: OWXCTJ
- [18] Горский В.В., Реш В.Г. Исследование аэротермохимического разрушения углеродного материала в струе продуктов сгорания ЖРД. *Матер. XXXXIV Симп. по механике и процессам управления*. Т. 1. М., РАН, 2014, с. 97–108.
- [19] Пчелкин Ю.Д. Приближенный метод расчета уноса массы углеродных материалов в высокотемпературном потоке. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 2, с. 19–24. EDN: SFLGNL
- [20] Горский В.В., Ковальский М.Н., Оленичева А.А. Определение кинетических констант окисления углеродных материалов на базе анализа результатов абляционных экспериментов. *Инженерно-физический журнал*, 2017, т. 90, № 1, с. 133–141. EDN: XGWSRX
- [21] Пахомов Ф.М., Антонов В.А., Костин Г.Ф. и др. Теоретико-экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания тел выпукло-вогнутой конфигурации. *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*, 2009, № 4, с. 93–97. EDN: MICGVP

[22] Полевой О.Б., Приходько А.А. Сравнительный анализ влияния теплообмена на структуру двумерных и трехмерных сверхзвуковых отрывных течений. *IV Minsk Int. Heat and Mass Transfer Forum MIF*, 2008, с. 1–12.

[23] Лукашов В.В., Терехов В.В., Ханъялич К. Теплообмен в пограничном слое на проницаемой пластине при дуде и горении. *Теплофизика и аэромеханика*, 2013, т. 20, № 6, с. 705–712. EDN: RNIMMR

[24] Федорченко Е.А., Никитин П.В. Тепло- и массообмен на проницаемой поверхности системы тепловой защиты спускаемого космического аппарата малой формы. *Труды МАИ*, 2012, № 50. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28811>

**Бродский Марк Юрьевич** — аспирант, инженер-конструктор АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143960, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Бродский М.Ю. Сравнение параметров теплообмена при неосесимметричном обтекании притупленного конуса с использованием коммерческого расчетного пакета FloEFD и инженерных методик. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 2 (149), с. 28–41. EDN: LNRSAC

**HEAT TRANSFER COMPARISON WITH THE NON-AXISYMMETRIC FLOW AROUND A BLUNT CONE USING THE FLOEFD COMMERCIAL COMPUTATION PACKAGE AND ENGINEERING TECHNIQUES**

**M.Yu. Brodskiy**

[m.yu.brodskij@vpk.npomash.ru](mailto:m.yu.brodskij@vpk.npomash.ru)

**JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”, Reutov, Moscow Region, Russian Federation**

**Abstract**

The paper provides computation of the equilibrium surface temperature of the complex shape object moving in the Earth atmosphere dense layers at the high supersonic velocities. This computation is required by the need to analyze an entire set of problems having no analytical physico-mathematical description. The solution uses engineering methods based on the semi-empirical approaches or numerical simulation of the gas dynamics and heat transfer processes in the three-dimensional setting. Improvement of the computer technology characteristics ensures wide introduction of the commercial computation packages designed to simulate the flow around bodies by the approximate solution to the Navier — Stokes equations system using

**Keywords**

*Asymmetric flow-around, heat transfer, equilibrium temperature, boundary layer, effective length method, FloEFD computation complex*

the finite element method. Such computational complexes are making it possible to simulate with sufficiently high accuracy the pressure distribution on the surface of a body with the arbitrary shape exposed to the high velocity flow around. Significant computing power is involved in their proper use. Currently, a large number of publications is appearing devoted to the approximation methods in calculating the convective heat transfer intensity in the spatial gas flow around bodies. Application of all the semi-empirical methods is limited to bodies of the simple geometry. Limitations in using each approach leads to the need for their comparative assessment and search for opportunities in combining them. The comparison is provided using the example of a design case with a relatively simple flow-around pattern with the mastered engineering techniques

Received 14.03.2024

Accepted 15.04.2024

© Author(s), 2024

---

## REFERENCES

- [1] Valio-Laurin R. Laminar heat transfer on three-dimensional blunt nosed bodies in hypersonic flow. *ARSJ*, 1959, vol. 29, no. 2, pp. 123–129. DOI: <https://doi.org/10.2514/8.4698>
- [2] Gorskiy V.V., Savvina A.G. Convective heat exchange and friction in a thin laminar-to-turbulent boundary layer on the impermeable lateral surfaces of blunted cones featuring a low aspect ratio. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 3 (138), pp. 25–37 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-25-37>
- [3] Gorskiy V.V., Brodskiy M.Yu. The algorithm of gas dynamic calculation on asymmetric cones by the method of local wedges and cones. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 1 (144), pp. 22–37 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-22-37>
- [4] Lunev V.V. *Giperzvukovaya aerodinamika [Hypersonic aerodynamics]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [5] Lunev V.V., Magomedov K.M., Pavlov V.G. *Giperzvukovoe obtekanie pritulennykh konusov s uchetom ravnovesnykh fiziko-khimicheskikh prevrashcheniy [Hypersonic flow around blunt cones taking into account equilibrium physicochemical transformations]*. Moscow, Vychislitelnyy tsentr AS USSR Publ., 1968.
- [6] Lunev V.V. *Techenie realnykh gazov s bolshimi skorostyami [Flow of real gases at high speeds]*. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2007.
- [7] Gurov L.V., Dumnoy G.E., Ivanov A.V. Application FloEFD computer system to calculate the aerodynamics of aircraft with gas-jet controls. *Vestnik kontserna PVO "Almaz-Antey" [Journal of "Almaz-Antey" Air and Space Defence Corporation]*, 2015, no. 2, pp. 61–68 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2015-2-61-68>

- [8] Minyushkin D.N., Kryukov I.A. Calculation of the heating and ablation of heat-shielding material in an axisymmetric statement. *High Temp.*, 2020, vol. 58, no. 2, pp. 227–231. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X20020145>
- [9] Minyushkin D.N., Frolov I.S. Estimation of convective heat fluxes for meteoroid bodies in a three-dimensional formulation. *High Temp.*, 2023, vol. 61, no. 4, pp. 544–549. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X23040090>
- [10] Minyushkin D.N. Matematicheskoe modelirovanie izmeneniya formy meteoroidnogo tela pri aerodinamicheskom nagreve. Dis. kand. fiz.-mat. nauk [Mathematical modeling of changes in the shape of a meteoroid body during aerodynamic heating. Cand. Sc. (Phys.-Math.). Diss.]. Moscow, MPTI, 2023 (in Russ.).
- [11] Avduevskiy V.S. An approximate method for calculating a three-dimensional boundary layer on a spreading line. *Izv. AN SSSR. OTN. Mekhanika i mashinostroenie*, 1962, no. 2, pp. 11–16 (in Russ.).
- [12] Gorskiy V.V. Teoreticheskie osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity [Theoretical foundations for calculating ablative thermal protection]. Moscow, Nauchnyy Mir Publ., 2015.
- [13] Gorskiy V.V., Vatolina E.G. Approximation formulas for calculation of equilibrium air enthalpy in wide region of temperature and pressure variation. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2002, no. 2 (9), pp. 76–83 (in Russ.).
- [14] Karasev P.I., Shishaeva A.S., Aksenov A.A. Algorithm of mesh adaptation for accurate aerodynamic simulation in CFD code FlowVision. *Vestnik YuUrGU. Ser. Vychislitel'naya matematika i informatika* [Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computational Mathematics and Software Engineering], 2012, no. 2, pp. 46–58 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.14529/cmse120205>
- [15] Nikitin P.V., Shkuratenko A.A. The impact of catalytic active surface on intensity of convective heat transfer. *Trudy MAI*, 2016, no. 88 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=70574>
- [16] Gulard R. On the influence of catalytic recombination rates on heat transfer during braking of a hypersonic flow. *Voprosy raketnoy tekhniki*, 1959, no. 5, pp. 3–23 (in Russ.).
- [17] Gorskiy V.V., Zabarko D.A., Olenicheva A.A. Investigation of the mass loss of a carbon material within the framework of a complete thermochemical model of its destruction in the case of equilibrium chemical reactions in the boundary layer. *High Temp.*, 2012, vol. 50, no. 2, pp. 286–291. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X12020083>
- [18] Gorskiy V.V., Resh V.G. [Study of aerothermochemical destruction of carbon material in the jet of combustion products of a liquid-propellant rocket engine]. *Mater. XXXIV Simp. po mekhanike i protsessam upravleniya*. T. 1 [Proc. XXXIV Symp. Mechanics and Management Processes. Vol. 1]. Moscow, RAS Publ., 2014, pp. 97–108 (in Russ.).
- [19] Pchelkin Yu.D. Approximate method for calculating the mass loss of carbon materials in the high-temperature air. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2014, no. 2, pp. 19–24 (in Russ.). EDN: SFLGNL

[20] Gorskiy V.V., Kovalskiy M.N., Olenicheva A.A. Determination of the kinetic oxidation constants of carbon materials on the basis of analysis of experiments on their ablation. *J. Eng. Phys. Thermophy.*, 2017, vol. 90, no. 1, pp. 126–133.

DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-017-1547-4>

[21] Pakhomov F.M., Antonov V.A., Kostin G.F., et al. Theoretical-experimental research of supersonic flow-past of convex-concave shaped bodies. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics], 2009, no. 4, pp. 93–97 (in Russ.). EDN: MICGVP

[22] Polevoy O.B., Prikhodko A.A. [Comparative analysis of the influence of heat transfer on the structure of two-dimensional and three-dimensional supersonic separated flows]. *IV Minsk Int. Heat and Mass Transfer Forum MIF*, 2008, pp. 1–12 (in Russ.).

[23] Lukashov V.V., Terekhov V.V., Khanyalich K. Heat exchange in boundary layer on permeable plate at injection and combustion. *Thermophys. Aeromech.*, 2013, vol. 20, no. 6, pp. 687–694. DOI: <https://doi.org/10.1134/S086986431306005X>

[24] Fedorchenko E.A., Nikitin P.V. Heat and mass exchange on a permeable surface of the system of the thermal protection of the descent vehicle of the spacecraft small form. *Trudy MAI*, 2012, no. 50 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28811>

**Brodskiy M. Yu.** — Post-Graduate Student, Desing Engineer of the 3rd category, JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143960 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Brodskiy M.Yu. Heat transfer comparison with the non-axisymmetric flow around a blunt cone using the FloEFD commercial computation package and engineering techniques. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 2 (149), pp. 28–41 (in Russ.). EDN: LNRSAC