

Finite Element Modeling of Heat Transfer inside of the HSV

A.I. Prostromolotov, N.A. Verezub

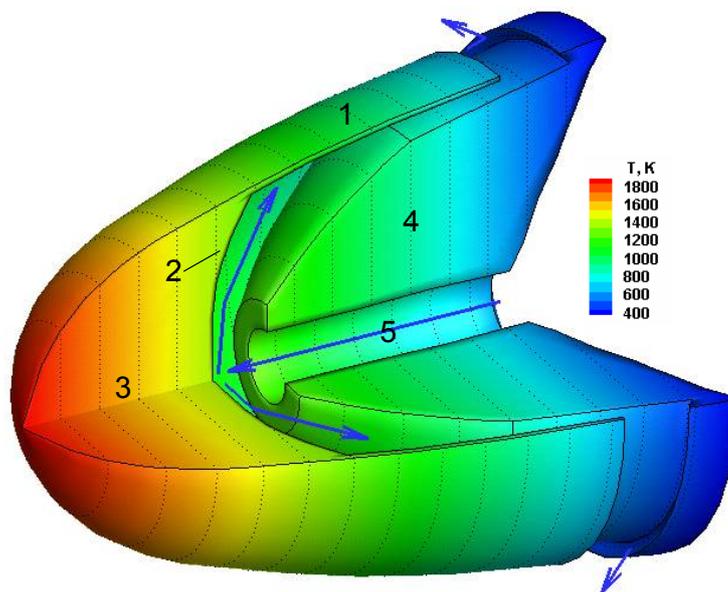
*Institute for Problems in Mechanics of Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russia*

prosto@ipmnet.ru, verezub@ipmnet.ru

Abstract

The inner shell of hypersonic vehicle (HSV) may be heated to sufficiently high temperatures and itself to heat the internal arrangements not only by a thermal conductivity but also by means of a thermal radiation. Lowering the temperature inside the HSV to normal conditions is possible under conditions of forced convection, for example, by blowing a cold gas. The calculations are performed for the axisymmetrical hypothetical internal construction of the HSV nose part, the outer streamlined shell of which has the form of a blunted cone. The conditions for aerodynamic flow corresponded to the high temperature heating for the large Mach number, the following parameters varied: the size of the nose and the rate of blowing the cold gas inside of the HSV.

Keywords: hypersonic flow, thermal protection, computational aerodynamics, finite element method.



The model of HSV nose with refrigerant flow: the outer heat-shielding shell 1, the shell of the inner container 2 filled with metal 3, the working compartment 4. The arrows indicate the refrigerant flow through the internal channels 5

Конечно-элементное моделирование теплопереноса внутри ГЛА

А.И. Простомолотов, Н.А. Вerezуб

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1,
prosto@ipmnet.ru, verezub@ipmnet.ru*

Аннотация

Внутренняя оболочка ГЛА может оставаться нагретой до достаточно высоких температур и сама осуществлять нагрев внутренних устройств не только теплопроводностью, но и тепловым излучением. Понижение температуры внутри ГЛА до нормальных условий возможно в условиях вынужденной конвекции, к примеру, продувкой холодного газа. Расчеты выполнены для осесимметричной гипотетической внутренней конструкции носовой части ГЛА, внешняя обтекаемая оболочка которого имеет вид затупленного конуса. Условия аэродинамического обтекания соответствовали высокотемпературному нагреву при больших числах Маха, варьировались следующие параметры: размер носовой части и скорость продувки холодного газа внутри ГЛА.

Ключевые слова: гиперзвуковое течение, тепловая защита, вычислительная аэродинамика, метод конечных элементов

1. Введение

Благодаря пассивной тепловой защите влияние внешнего аэродинамического нагрева на разогрев устройств внутри ГЛА может существенно снижаться, но при этом оставаться достаточно высоким для их нормального функционирования. Понижение температуры внутри ГЛА до нормальных условий возможно различными способами активной тепловой защиты. В их числе – термоэмиссионная тепловая защита [1], при которой внутренний специальный (эмиссионный) слой, служащий катодом, излучает электроны, которые переносят внутри головного отсека на другой специальный слой, служащий анодом, значительную часть тепла от внешней оболочки. При этом нагретая часть оболочки, близкая к катоду, существенно охлаждается. Этот способ также позволяет получить автономный бортовой источник тока. В [2] анализируется работа устройства, создающего в носовой части ГЛА обращенную вперед встречную струю воздуха, которая соприкасается с набегающим потоком с образованием внешних вторичных циркуляций, способствующих охлаждению носовой части ГЛА. Устройство, рассмотренное в [3], называется «тепловой трубой». В результате его действия передняя кромка ГЛА охлаждается за счет замкнутой циркуляции жидкогазообразного хладагента внутри оболочки носовой части. При высоких температурах жидкий хладагент выпаривается в газ около передней кромки и уносит тепло в более холодную область, где конденсируется и в жидкой фазе перетекает в обратном направлении к передней кромке ГЛА. В [4] рассмотрены способы конвективного охлаждения, отличающиеся различной циркуляцией хладагента внутри оболочки носовой части ГЛА. Принцип действия одного из них, связанный с натеканием хладагента по центральной трубе на внутреннюю поверхность участка кромки и называемый «impingement cooling», соответствует схеме активного конвективного охлаждения, рассматриваемого в данной работе. Перечисленные механизмы теплопереноса реализуются в неодносвязных телах сложной формы, состоящих из материалов с отличающимися теплофизическими свойствами.

В данной работе рассматривается методический подход и программный код *FEHEAT* для сопряженного расчета методом конечных элементов всей совокупности процессов теплопереноса: радиационного, кондуктивного и конвективного. Их валидация проведена по данным температурных измерений для высокотемпературной вакуумной камеры. Иллюстративные расчеты выполнены для осесимметричной гипотетической внутренней конструкции носовой части ГЛА, внешняя обтекаемая оболочка которого имеет вид затупленного конуса. Условия аэродинамического нагрева соответствовали большим числам Маха, варьировались следующие параметры: размер носовой части и скорость продувки холодного газа внутри ГЛА.

Использование: в гиперзвуковых летательных аппаратах с активным охлаждением, в теплообменных и теплопередающих устройствах с промежуточным теплоносителем.

2. Схема и материалы модели конструкции ГЛА

Предполагается, что осесимметричный нагрев головной части ГЛА происходит под действием высокотемпературного теплового нагрева от узкого слоя воздуха – ударной волны перед ГЛА, возникающей при больших числах Маха. Обтекаемое тело является затупленным конусом с внутренним наполнением, показанным на схеме (рис. 1).

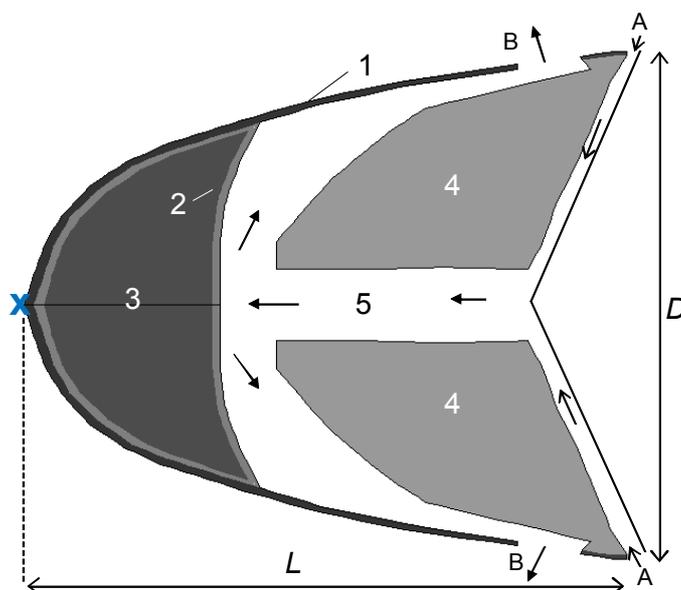


Рис. 1. Схема расчетной модели: внешняя теплозащитная оболочка 1; оболочка внутреннего контейнера 2, заполненного металлом 3; рабочий отсек 4. Стрелками показано течение хладагента: втекание через A-A и вытекание через B-B отверстия и внутри области 5. Габаритные размеры: L и D, носовая точка – X

Согласно этой схеме нагретый до высокой температуры воздух в ударной волне переносит тепло Q на носовую часть ГЛА, состоящую из внешней теплозащитной оболочки 1, оболочки внутреннего контейнера 2, заполненного металлом 3, рабочего отсека 4. В незаполненном пространстве стрелками показано течение воздуха из центрального отверстия через внутренние каналы 5 в окружающее пространство вне ГЛА.

Рассматривалась малая модель с размерами: $L=3.6$ см и $D=2.5$ см, а также большая модель с линейными размерами, большими в 4 раза: $L=14.4$ см и $D=10$ см. Максимальный нагрев испытывает носовая точка X, в окрестности которой выделяется тепловая энергия, соответствующая её нагреву для обтекания ГЛА при больших числах Маха. Из окрестности носовой точки тепло растекается в твердых элементах конструкции за счет теплопроводности

сти, а также излучается и поглощается их открытыми поверхностями с учетом их взаимной видимости.

В данной модели тела предполагались непрозрачными и в радиационном теплообмене использовано приближение «серого тела». Тепло от нагретой окрестности носовой точки X поглощается массой металла 3. Вследствие течения воздуха по каналам 5 осуществляется конвективное охлаждение поверхности графитовой оболочки 2. На температуру в рабочем отсеке 4 влияет тепловое излучение от поверхности 2 и внутренней открытой поверхности внешней теплозащитной оболочки 1.

Сводка теплофизических параметров использованных в данных расчетах материалов приведена в Таблице.

Таблица

Теплофизические параметры материалов

Материал (компонент, рис. 1)	Теплопроводность λ [Вт/м×К]	Теплоёмкость C_p [Вт/кг×К]	Плотность ρ [кг/м ³]	Степень черноты ε
Сталь 1	75	449	7874	0.4
Графит МПГ-8 изотропный 2	25	1500	2000	0.9
Вольфрам 3	173	134	19300	0.75
Войлок графитовый 4	4	1000	97	0.9
Хладагент 5: воздух сухой при 600 К	0.02	1200	0.4	Кинематическая вязкость, ν [м ² /с]
				4.5×10^{-5}

3. Расчет поля скорости хладагента

Внутри ГЛА в области 5 течение сухого воздуха рассматривалось как вязкое, несжимаемое, изотермическое. Для расчета поля скорости V решались уравнения Навье–Стокса, которые в векторном виде записываются следующим образом:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + (V \cdot \nabla)V = -\frac{1}{\rho} \nabla P + \nu \Delta V, \quad \text{div} V = 0 \quad (1)$$

Здесь t – время; $V = \{u, v\}$ – вектор скорости; P – давление.

Для втекающего в область 5 воздуха задается скорость $V = V_{inlet}$, на выходе $B-B$ – давление $P = P_{outlet}$.

Расчеты выполнены в осесимметричном приближении по конечно-элементной методике [5], конечно-элементная сетка построена по программе *FEGEN* [6].

На рис. 2 показаны векторы скорости и линии тока течения воздуха при его продувке в области 5 с входной скоростью $V_{input} = 100$ см/с в малой модели ГЛА.

Осевое течение хладагента по центральной трубе происходит до её радиального разветвления перед оболочкой контейнера 2. Крутой поворот течения, вызванный обтеканием рабочего отсека 4, обуславливает образование замкнутой циркуляции, за счет которой снижается эффективность отвода тепла от оболочки 2 обтекающим потоком, а также дополнительно нагревается отсек 4.

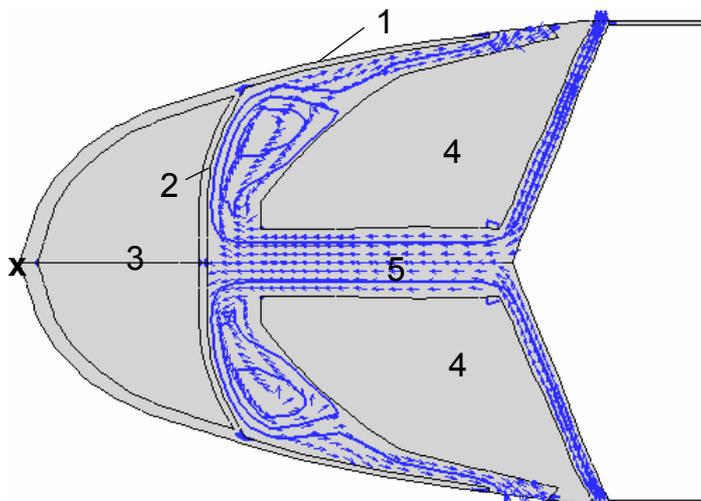


Рис. 2. Векторы скорости и линии тока течения воздуха при продувке в каналах 5 с входной скоростью $V_{input} = 100 \text{ см/с}$ для малой модели ГЛА

4. Сопряженный расчет теплового поля

Решается уравнение конвективного теплопереноса во всей рассматриваемой области:

$$\rho C_p \left[\frac{\partial T}{\partial t} + (V \nabla) T \right] = \text{div}(\lambda \nabla T) + Q \quad (2)$$

Здесь t – время; T – искомое поле температуры; Q – объемное энерговыделение, задаваемое в окрестности носовой точки X ; $V = \{u, v\}$ – вектор скорости в области 5, рассчитанный по уравнению (1) на предыдущем шаге.

На внутренних поверхностях соприкосновения материалов i и k с разными теплофизическими свойствами требуется выполнения условия баланса теплового потока:

$$(\lambda_i \nabla T_i)_n = (\lambda_k \nabla T_k)_n \quad (3)$$

На внутренних открытых поверхностях задается более сложное условие теплообмена, учитывающее два механизма теплообмена поверхности k , имеющей температуру T_k и коэффициент теплопроводности λ_k . К ним относятся: I – поверхностный теплообмен с внешней средой с коэффициентом α при температуре внешней среды T_0 , II – радиационный теплообмен с “видимыми” окружающими поверхностями радиационной кюветы (σ – постоянная Стефана – Больцмана):

$$(\lambda_k \nabla T_k)_n = \alpha (T_k - T_0) + \varepsilon_k \sigma (T_k^4 - T_{e,k}^4) \quad (4)$$

Для расчета радиационного теплообмена требуется произвести расчет эффективной радиационной температуры среды $T_{e,k}$ для каждой радиационной поверхности k . С этой целью вся расчетная область разбивается на L квазизамкнутых областей – радиационных кювет, для каждой из которых устанавливается взаимная видимость входящих в них радиационных поверхностей. Предполагается наличие $i, k = 1, 2, \dots, N$ поверхностей, которые считаются диффузно-серыми и для которых рассчитываются взаимные угловые коэффициенты F_{ik} . Для каждой из них задается ε_k – коэффициент черноты поверхности (или $\beta_k \equiv 1 - \varepsilon_k$), эффективная радиационная температура среды $T_{e,k}$ определяется решением следующей радиационной задачи.

Для совокупности L кювет требуется соблюдение теплового баланса при многократном отражении от поверхностей, включенных в кювету. Для каждой поверхности k в кюве-

те с M сторонами вычисляются коэффициенты $G_{ik}, i=1, 2, \dots, M$ путем решения следующей системы алгебраических уравнений:

$$AG_k = b_k, \quad k = 1, 2, \dots, M, \quad (5)$$

где матричные элементы:

$$A_{ik} = F_{ik}\beta_i - 1 \quad (i = k), \quad A_{ik} = F_{ik}\beta_i \quad (i \neq k);$$

компоненты вектора:

$$b_k^T \equiv [-F_{1k}\varepsilon_k, -F_{2k}\varepsilon_k, \dots, -F_{Mk}\varepsilon_k]$$

В результате баланс радиационной тепловой энергии между поверхностью k и всеми остальными поверхностями кюветы (A_i – площадь i -й поверхности) определяется следующим соотношением радиационных потоков:

$$A_k q_k^{\text{rad}} = A_k \varepsilon_k \sigma_k T^4 - \sum_{i=1, \dots, M} G_{ik} A_i \varepsilon_i \sigma T_i^4 \quad (6)$$

Его выполнение дает искомую формулу для вычисления эффективной температуры поверхности k :

$$T_{e,k} = \left(\frac{1}{A_k \varepsilon_k} \sum_{i=1, \dots, M} G_{ik} A_i \varepsilon_i T_i^4 \right)^{1/4} \quad (7)$$

На внешней поверхности стальной оболочки 1 задавалось граничное условие (4) для теплового излучения в окружающую среду, имеющую температуру 300 К. Условием конвективного уноса тепла в (4) пренебрегалось, т.е. параметр $\alpha = 0$.

Соответствующие расчеты были выполнены в осесимметричном приближении по методике расчета сопряженного теплопереноса [7] с использованием программного комплекса *Crystmo/Marc* [8] и конечно-элементного кода *FEHEAT* [6].

На рис. 3 показаны изотермы внутри ГЛА при покоящейся воздушной массе в области 5 для малой модели ГЛА.

Нагрев в окрестности носовой точки X достигает высокой температуры 2400 К, которая соответствует условию обтекания потоком воздуха при большом числе Маха. Внутри ГЛА тепло распространяется в соприкасающихся твердых элементах конструкции за счет теплопроводности, а между открытыми и взаимно видимыми участками поверхностей – за счет тепловой радиации.

Значительное снижение температуры с 2000 до 1500 К наблюдается в области металла 3. Однако за счет интенсивной тепловой радиации с открытой поверхности оболочки 2 на открытую поверхность рабочего отсека 4 температура в нем остается достаточно высокой (1000 ÷ 800 К), что является неприемлемым.

Выходом из этой ситуации является продувка хладагента с входной скоростью $V_{input} = 100$ см/с в области 5. Соответствующее распределение изотерм показано на рис. 4 также для малой модели ГЛА. В этом случае унос тепла течением от оболочки контейнера 2 существенно снижает температуру в окрестности носовой точки X – до 1900 К при той же мощности подвода тепловой энергии. Внутри области течения хладагента 5 температура также значительно снижается до 800 ÷ 700 К, а в рабочем отсеке 4 – до приемлемого значения 600 К.

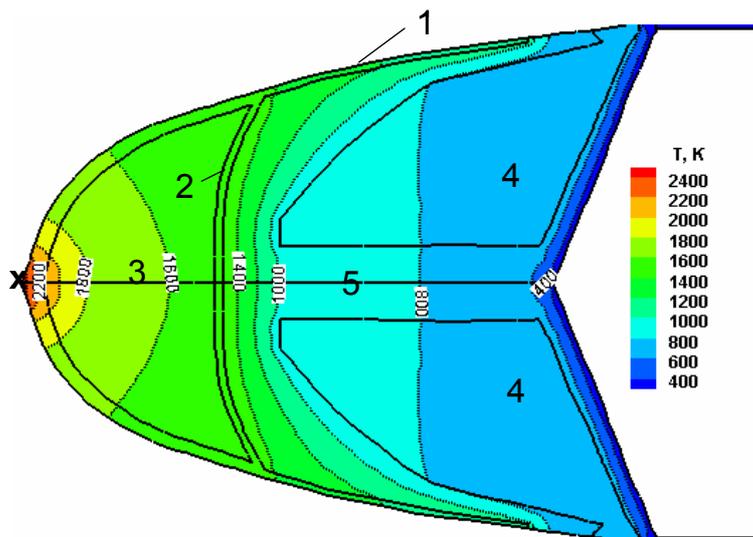


Рис. 3. Изотермы при покаящейся воздушной массе в области 5 для малой модели ГЛА

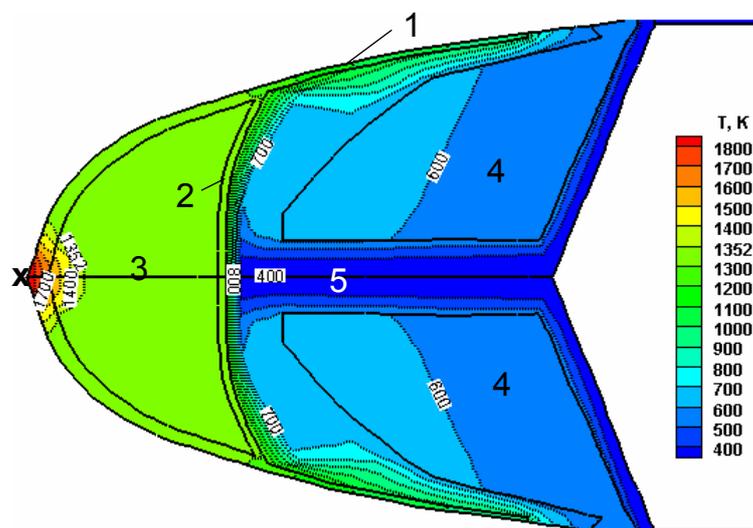


Рис. 4. Изотермы при продувке хладагента со скоростью 100 см/с для малой модели ГЛА

Обобщение результатов расчетов по влиянию скорости V_{input} продувки хладагента через область 5 на снижение температуры в окрестности носовой точки X приведено в виде графиков на рис. 5.

Можно заметить различный эффект от продувки хладагента на малой и большой моделях. Для малой модели требуется более значительная величина скорости V_{input} , чтобы снизить температуру в носовой точке X , чем для большой модели. Например, снижение до температуры 1900 К достигается на малой модели при скорости $V_{input} = 100$ см/с, а на большой – при скорости в два раза меньше $V_{input} = 50$ см/с.

5. Заключение

Обзор литературы показал значительный интерес к способам активной тепловой защиты ГЛА и их большое разнообразие: термоэмиссионная защита, встречная натекающему потоку защитная струя, защитные оболочки в вид тепловых труб с охлаждающим испарением хладагентов, различный вид конвективного охлаждения и т.д.

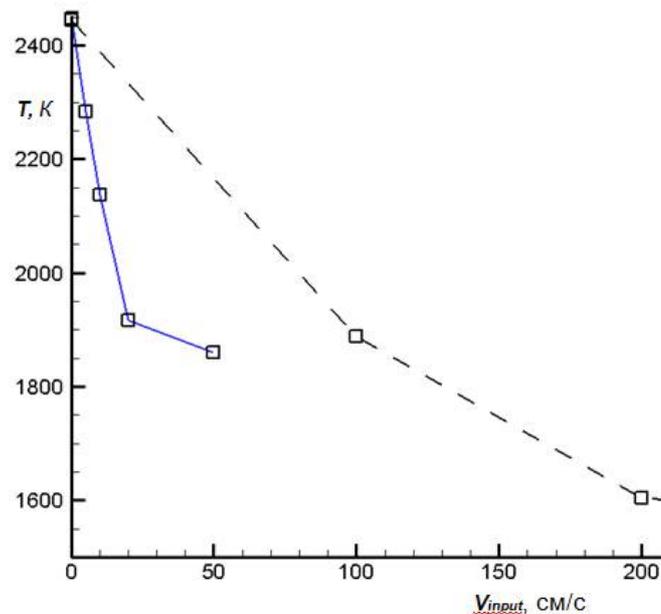


Рис. 5. Зависимости температуры T в носовой точке X от скорости продувки хладагента V_{input} для малой (пунктир) и большой модели (сплошная линия)

В данной работе рассмотрен один из способов активной тепловой защиты с помощью охлаждающего действия вынужденного конвективного потока. Для гипотетической внутренней конструкции носовой части ГЛА предложена математическая модель процессов переноса тепла: кондуктивным, радиационным в приближении "серого" тела и конвективным механизмами. Эта математическая модель описывает процессы теплопереноса в геометрически сложных, неодносвязных и неоднородных по своим теплофизическим свойствам областях. Для численного решения такой задачи использован конечно-элементный метод, в течение длительного времени развиваемый авторами [5,7,8].

В результате выполненных расчетов установлены особенности течения хладагента внутри ГЛА и его влияния как на степень охлаждения защитной оболочки в окрестности носовой точки, так и на температурный диапазон в рабочем отсеке применительно к условиям обтекания ГЛА при больших числах Маха. Были рассмотрены две подобные, но отличающиеся по размерам модели: основная или малая с габаритными размерами $3.6 \times 2.5 \text{ см}^2$ и большая с размерами $14.4 \times 10 \text{ см}^2$. Показано, что для большой модели снижение температуры в носовой точке и рабочем отсеке достигается при существенно меньшей скорости течения хладагента.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований РАН и, частично, в рамках грантов РФФИ №: 17-08-00078-а, 16-29-11785-офи_м, 15-02-01794-а.

Литература

1. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Макаренко А.В. Разработка методики расчета многоэлементной термоэмиссионной тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. № 75. С. 1–23.
2. Лу Х.Б., Лю В.Ц. Комбинированная система тепловой защиты на основе обращенной вперед полости и встречной струи // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 5. С. 561–569.
3. Peng W., He Y., Wang X., Zhu J., Han J. Thermal protection mechanism of heat pipe in leading edge under hypersonic conditions // Chinese Journal of Aeronautics. 2015. V. 28, N 1. Pp. 121–132. <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2014.12.018>

4. Tirupati T., Chandran B.S. Computational investigation of tangential convective cooling of hypersonic cowl leading edge // International journal of innovative research in science, engineering and technology. 2015. V. 4. N 7. Pp. 6098–6105. <http://dx.doi.org/10.15680/IJRSET.2015.0407150>
5. Полежаев В.И., Простомолотов А.И., Федосеев А.И. Метод конечных элементов в механике вязкой жидкости // Итоги науки и техники. Сер. Механика жидкости и газа. Т. 21. М: ВИНТИ, 1987. С. 3–92.
6. Простомолотов А., Везуб Н. Инженерный расчет теплового поля в головной части гиперзвукового летательного аппарата// Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-3/articles/648/>
7. Везуб Н.А., Простомолотов А.И. Исследование теплопереноса в ростовом узле процесса Чохральского на основе сопряженной математической модели // Материалы электронной техники. 2000. № 3. С. 28–34.
8. Простомолотов А.И., Везуб Н.А., Ильясов Х.Х. Программа «*Crystmo/Marc*» для сопряженного теплового моделирования // Свид. № 2009613989 РФ. Бюл. RU ОБПБТ «Программы для ЭВМ», № 4(69), 2009.

Статья поступила в редакцию 23 ноября 2017 г.