

Елисеев В. Н., Товстоног В. А.

АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОЗДАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ УСТАНОВОК РАДИАЦИОННОГО НАГРЕВА ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рассмотрены основные принципы и проанализированы технические возможности создания установок радиационного нагрева для тепловых испытаний конструкций гиперзвуковых летательных аппаратов, основанные на разработках, выполненных в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

E-mail: tovstonv@mail.ru

Ключевые слова: *воздушно-космические системы, аэродинамический нагрев, высокие температуры, тепловые испытания, источники излучения.*

Проблема создания технических средств полета с гиперзвуковыми скоростями в стратосфере имеет исключительно важное значение и на протяжении последних десятилетий была предметом ряда научно-технических программ стран с развитой аэрокосмической промышленностью. Если полеты в тропосфере и околоземном космическом пространстве стали обыденным явлением, то создания летательных аппаратов (ЛА) для режимов гиперзвукового крейсерского полета в области высот 20...80 км, по оценкам экспертов, следует ожидать лишь в ближайшие десятилетия. Решение этой проблемы особенно актуально в плане создания полностью многоразовых воздушно-космических систем (ВКС) выведения полезной нагрузки на околоземную орбиту, обеспечивающих принципиально новые свойства средств выведения [1]:

- вывод на орбиту полезного груза, составляющего более 9 % стартовой массы;
- уменьшение в 3–3,5 раза стоимости вывода на орбиту полезного груза по сравнению с ракетными комплексами;
- вывод космических аппаратов в широком диапазоне направлений запуска и возможность быстрого перенацеливания;
- оперативность предстартовой подготовки;
- возможность реализовывать самые разные орбиты, наиболее выгодные для решения поставленных задач;
- значительные маневренные возможности на этапе возвращения, позволяющие иметь при разнообразных орбитах ограниченное число мест посадки в заранее выбранных районах;
- оперативность межполетного наземного обслуживания с трудоемкостью, характерной для обслуживания самолетов тяжелой транспортной авиации, обеспечивающая большую частоту полетов.

Убежденность в том, что будущее авиации и космонавтики определяют воздушно-космические транспортные системы многоразового использования, все более овладевает большинством специалистов, занимающихся проблемами освоения космического пространства [2].

Разработка гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) для полетов в стратосфере со скоростями 10...20 М ставит большое число технических

проблем обеспечения работоспособности аппарата. При этом ряд принципиальных вопросов может быть решен только путем экспериментальных исследований. Проведение натурного эксперимента даже для уменьшенных моделей перспективных ГЛА, например таких, как X-43, сопряжено с большими техническими трудностями и экономическими затратами. Так, часть исследований ГЛА X-30 в рамках программы NASP (США) обошлась в 2 млрд долл., а ее выводом была невозможность создания летного образца на основе современного уровня технологии; на весьма ограниченную программу испытаний ГЛА X-43A в рамках проекта Нурег-X затрачено 230 млн долл. США [3]; программа 10 опытных пусков гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) “Игла” (Россия) оценивается в 50 млн долл. [4]. Это обуславливает необходимость разработки технических средств если не полнофункциональных испытаний, то, по крайней мере, дающих возможность исследования влияния отдельных факторов на работоспособность конструкции или ее фрагментов.

Важнейшим вопросом создания ГЛА является разработка и производство эффективной тяговой системы, в качестве которой рассматривают прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД)¹ со сверхзвуковым горением (СПВРД) на водорде или керосине, а для их экспериментальной отработки используют летающие лаборатории-демонстраторы типа “Радуга Д2” на базе крылатой ракеты X-22 [7], ГЛЛ “Холод”, ГЛЛ “Игла” [4] и др.

Наиболее перспективные конструкции ГЛА связаны с интегрированием двигательной установки и планера, а наиболее сложной задачей, определяющей возможность создания таких ГЛА с временем полета на гиперзвуковой скорости в течение десятков минут, является отработка температурных режимов и теплопрочности конструкции, так как согласно схемам выведения полезной нагрузки на околоземную орбиту с использованием ВКС, большая часть гиперзвукового полета (разгона) происходит на высотах 30...40 км в относительно плотных слоях атмосферы и аэродинамический нагрев конструкции превышает 2000 °С [8, 9], что определяет необходимость использования перспективных жаропрочных материалов или систем активной тепловой защиты и, соответственно, экспериментальной отработки конструкции при этом уровне температур [8].

Успешное решение задачи создания ГЛА требует большого объема экспериментальных исследований, что во многом определяется возможностями экспериментальной базы. Использование для этой цели гиперзвуковых аэродинамических труб не позволяет в полной мере обеспечить проведение исследований в области теплопрочности конструкции даже по одному из значимых параметров — времени теплового воздействия, для реальных режимов полета в стратосфере исчисляемому десятками минут. Другие трудности моделирования теплопрочностного состояния ГЛА, связанные в первую очередь с необходимостью переноса опытных данных, полученных на модели, на натурное изделие и особенностями свойств используемых в них материалов, обуславливают необходимость проведения испытаний на достаточно крупных моделях с большой площадью нагрева. В связи с этим в настоящей работе рассмотрены возможности использования альтернативных источников нагрева и создания на их основе технических средств тепловых и теплопрочностных испытаний. За исходную информацию приняты расчетные данные о распределении температуры по поверхности аппарата X-43A, приведенные в работе [10] для широкого диапазона скоростей гиперзвукового полета.

¹ Первые в мировой практике конструкции ЛА с ПВРД были разработаны и испытаны под руководством выдающегося ученого в области ракетной техники, первого заведующего кафедрой “Космические аппараты и ракеты-носители” (СМ-1) МГТУ им. Н.Э. Баумана (в 1948 г. кафедра РТ-2 МВТУ им. Н.Э. Баумана) Ю.А. Победоносцева (1907–1973) [5, 6].

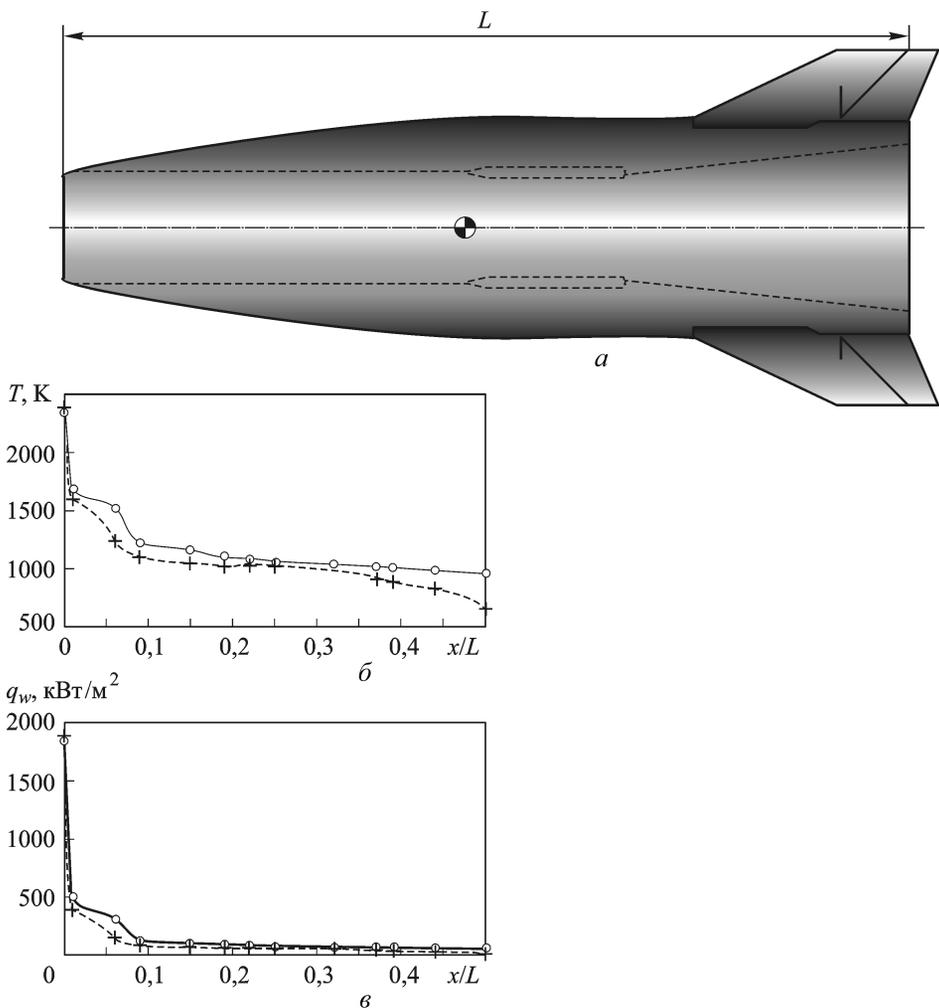


Рис. 1. Схема ГЛА X-43 (а), распределение температуры (б) и плотности теплового потока (в) по верхней (сплошные кривые) и нижней (штриховые) поверхностям

Если ориентироваться на скорость полета при числе Маха $M = 10$, то значение температуры на кромках носовой части и воздухозаборника составляет ~ 2400 К (рис. 1) и может быть обеспечено источником нагрева с плотностью подводимого теплового потока ~ 2000 kW/m^2 на поверхности с характерным линейным размером $\sim 0,7$ м. В практике высокотемпературных теплопрочностных испытаний авиационно-космических конструкций с развитой поверхностью нагрева широко используют блоки трубчатых галогенных ламп накаливания (ГЛН) с кварцевой колбой, однако, даже при использовании наиболее мощных (по удельной мощности на единицу длины) ГЛН, значения достижимых температур не превышают $\sim 1600 \dots 1700$ К.

В связи с этим при тепловых и теплопрочностных испытаниях конструкций, подобных ГЛА X-43, предлагается применять принцип зонного нагрева с использованием блоков трубчатых водоохлаждаемых газоразрядных источников излучения (ГИИ) и ГЛН, каждый из которых обеспечивает нагрев до достижимого уровня температур в своей зоне, т.е. в зонах с температурами не более $1600 \dots 1700$ К использовать нагревательные блоки ГЛН, а в зонах

с большими температурами — водоохлаждаемые ГИИ, позволяющие генерировать потоки излучения плотностью до $2000 \dots 2500 \text{ кВт/м}^2$ [11]². Возможность реализации такого подхода подтверждается проведенными исследованиями и опытом применения ГЛН и ГИИ для испытаний теплонапряженных конструкций.

Наиболее общим параметром, характеризующим режим включения трубчатых источников излучения, следует считать удельное линейное падение напряжения $u = U/L$ (U — питающее напряжение, L — длина излучающей области), к которому и будем относить все характеристики источников излучения. Из исследованных ГЛН наиболее мощными по удельной электрической мощности $\bar{P} = P/L$ являются источники КГ 220×2000, характеризующиеся величиной $\bar{P} \approx 110 \dots 130 \text{ Вт/см}$, на основе которых созданы установки для тепловых и теплопрочностных испытаний при плотности потока излучения до $800 \dots 900 \text{ кВт/м}^2$ [12, 13]. Отметим, что блок из 60 ГЛН указанного типа электрической мощностью $120 \dots 140 \text{ кВт}$ обеспечивает плотность потока излучения до $900 \dots 1000 \text{ кВт/м}^2$ на нагреваемой поверхности $\sim 0,2 \times 0,4 \text{ м}$ и температуру до $1600 \dots 1650 \text{ }^\circ\text{C}$ [13]. Однако при этом источники нагрева по температурному режиму работают на пределе своих возможностей, связанном с перегревом и разрушением ГЛН, что допускает относительно кратковременный режим работы (минуты) и значительные технические трудности по обеспечению допустимого температурного режима ГЛН.

Для реализации предельно допустимых режимов работы ГЛН используют плотную компоновку ГЛН в блоке и повышенное напряжение питания относительно номинала (ГЛН КГ 220-2000 допускают $\sim 20\%$ -ное повышение питающего напряжения). В этих условиях перспектива существенного увеличения ресурса работы нагревательного блока (до десятков минут) непосредственно связана с устранением причин, вызывающих перегрев оболочек (колбы) ГЛН свыше $1200 \text{ }^\circ\text{C}$. Среди них наиболее значимыми являются уменьшение прозрачности кварцевой оболочки из-за нарушения вольфрам-галогенного цикла и осаждения на ее внутренней поверхности паров вольфрама и взаимное облучение ГЛН в блоке. Связь отмеченных факторов с температурным состоянием оболочки видна из формул для температуры на внутренней (T_1) и внешней (T_2) поверхностях полупрозрачной колбы:

$$T_1 = \frac{-\lambda_0 + \sqrt{(\lambda_c)_{T_2}^2 + 2bh\{q_T + q_0[1 - (1 - A)(1 - \xi_1)] + q_{0V}\xi_2\}}}{b}; \quad (1)$$

$$T_2 = T_B + \frac{q_T + q_0[1 - (1 - A)e^{-Bu}] + q_{0V}(1 - e^{-Bu}) + q_{TV} - q_{\text{об}}^{\text{собр}}}{\alpha_B}, \quad (2)$$

где λ_0 и $(\lambda_c)_{T_2}$ — теплопроводность кварцевого стекла при температурах T_0 (начальной) и T_2 ($(\lambda_c)_{T_2} = \lambda_0 + bT_2$); A — поглощательная способность осажденной пленки вольфрама; q_{TV} — плотность потока излучения, падающего на внешнюю поверхность оболочки ГЛН от соседних ламп в области непрозрачности стекла; q_{0V} — плотность потока излучения, проникающего через внешнюю поверхность ГЛН в виде излучения соседних ламп в области частичной прозрачности стекла; q_0 и q_T — плотности интегрального потока излучения тела накала ГЛН на внутренней поверхности оболочки в областях

²ГИИ ДТП 10-200, ДТП 10-500 выпускались в СССР опытными партиями, их широкое внедрение в практику тепловых испытаний было начато по инициативе профессора кафедры “Космические аппараты и ракеты-носители” (СМ-1) МВТУ им. Н.Э. Баумана Г.Б. Синярева (1915–1991).

частичной прозрачности и непрозрачности стекла; $q_{об}^{cob}$ — плотность потока собственного излучения оболочки; $Bu = kh$ — критерий Бугера; k , h — интегральный коэффициент поглощения излучения материалом оболочки и ее толщина; α_b и T_b — коэффициент теплоотдачи и температура окружающей среды.

Из формул (1) и (2) следует, что рост поглощательной способности осажденной пленки вольфрама приводит к повышению температуры оболочки и может стать причиной ее перегрева.

При нормальном (штатном) протекании вольфрам-галогенного цикла ($T_1 < 1000^\circ\text{C}$) осаждения паров вольфрама не происходит ($A = 0$), но при температуре $T_1 \lesssim 1200^\circ\text{C}$ имеет место интенсивное осаждение вольфрама на стекле. В пределе $A = 1$ внутренняя поверхность оболочки становится непрозрачной, все излучение спирали полностью ею поглощается. Для устранения этой причины перегрева оболочки необходимо обеспечить такой тепловой режим ГЛН, при котором температура на внутренней поверхности оболочки не превысит $\approx 10^3^\circ\text{C}$.

Вторая причина перегрева оболочки не столь очевидна, поскольку ее температура зависит от совокупности отдельных составляющих теплового потока, в том числе от излучения соседних ламп. Детальный анализ причин перегрева оболочек ГЛН в нагревательном блоке осложняется тем, что необходимо знать не только значение всех составляющих потока излучения, определяющих температурное состояние оболочек, но и их зависимость от питающего напряжения.

Обобщенным параметром ГЛН, определяющим температурное состояние блока нагревателей, может служить температура T_s тела накала ГЛН в функции питающего напряжения (рис. 2), посредством которой можно установить связь всех составляющих потоков излучения в системе с питающим напряжением.

Полагая, что тело накала ГЛН является диффузно серым излучателем с температурой T_s и излучающей поверхностью $S_{тн}$, интегральный поток его излучения запишем в виде

$$Q_s = q_s S_{тн} = \varepsilon_s(T) \sigma T_s^4 S_{тн}, \quad (3)$$

где $\varepsilon_s(T)$ — интегральная степень черноты вольфрама [14]. Тогда суммарная плотность потока излучения на внутренней поверхности оболочки площадью S_b можно определить соотношением

$$q_{\Sigma b} = q_0 + q_r = \frac{Q_s}{S_b}, \quad (4)$$

а долю интегральной плотности потока излучения тела накала в области непрозрачности

$$\delta^T = \delta_{АЧТ}^T = 1 - F_{0-3T_s} = \frac{q_r}{q_{\Sigma b}}, \quad (5)$$

где F_{0-3T_s} — доля интегрального потока излучения абсолютно черного тела (АЧТ) при температуре T_s в области прозрачности кварцевого стекла в спектре излучения при длинах волн $\lambda < 3 \text{ мкм}$ — табличная функция λT_s .

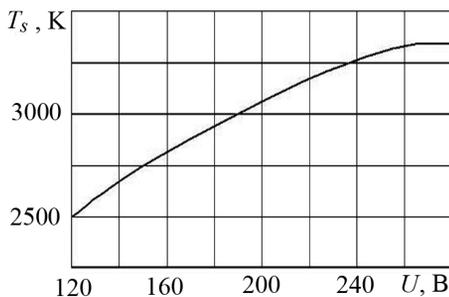


Рис. 2. Зависимость температуры тела накала ГЛН КГ 220-2000-3 от напряжения питания

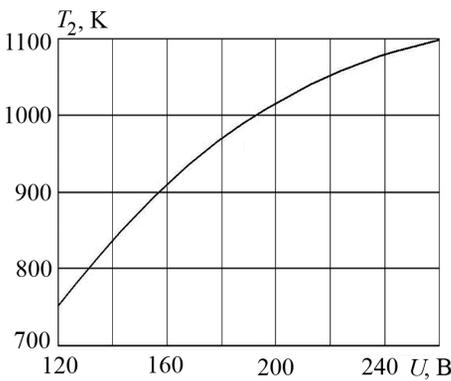


Рис. 3. Зависимость температуры внешней поверхности оболочки ГЛН от напряжения питания

Для случая одиночной ГЛН при отсутствии ограждающих поверхностей и пленки осажденного вольфрама выражение для температуры внешней поверхности ГЛН имеет вид

$$T_2 = T_B + \frac{q_T + q_0(1 - e^{-Bu}) - q_{об}^{cob}}{\alpha_B}, \quad (8)$$

где $q_{об}^{cob} = \varepsilon_c(T_2)\sigma T_2^4$; $\varepsilon_c(T_2)$ – интегральная излучательная способность кварцевого стекла [15].

Температуру T_2 (рис. 3) находили, решая нелинейное уравнение (8), при $\bar{k} = 0,0035 \text{ мм}^{-1}$ и $\alpha = 23 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$

Определение температуры T_2 дает возможность оценить тепловой поток, передаваемый оболочкой в окружающую среду путем конвекции:

$$q_k = \alpha_B(T_2 - T_B). \quad (9)$$

Основной вклад в поток излучения от внешней поверхности оболочки вносит излучение тела накала (с учетом его поглощения в стекле). Определяя интегральную плотность этой составляющей потока излучения по формуле

$$q_{лн} = q_0 \frac{S_B}{S_H} e^{-\bar{k}h}, \quad (10)$$

можно найти суммарную плотность потока излучения на внешней поверхности оболочки

$$q_{\Sigma H} = q_{лн} + q_{об}^{cob}. \quad (11)$$

Результаты расчетов приведены на рис. 4.

Доля интегральной плотности потока собственного излучения оболочки в суммарном потоке с ее поверхности $\delta_{об}^{cob} = \frac{q_{об}^{cob}}{q_{\Sigma H}}$ составляет 14...11% при изменении напряжения питания от 120 до 260 В, а большая часть собственного излучения оболочки приходится на область непрозрачности кварца и составляет $(\delta_{об}^{cob})_{непроз} = 1 - F_{0-3T_2} = \frac{(q_{об}^{cob})_{непроз}}{q_{об}^{cob}} = 60...64\%$.

Анализ влияния составляющих потока излучения ГЛН на температурное поле оболочки показывает, что основная роль принадлежит составляющим в

Отметим, что поглощение в УФ-диапазоне малó в силу относительно невысокой температуры тела накала.

Тогда могут быть определены плотности потоков излучения в областях непрозрачности и частичной прозрачности

$$q_T = \frac{Q_s}{S_B} \delta^\Gamma = q_{\Sigma B} \delta^\Gamma; \quad (6)$$

$$q_0 = \frac{Q_s}{S_B} - q_T, \quad (7)$$

а также температура внешней поверхности оболочки ГЛН, плотность потока ее собственного излучения и его вклад в суммарный поток излучения на внешней поверхности ГЛН.

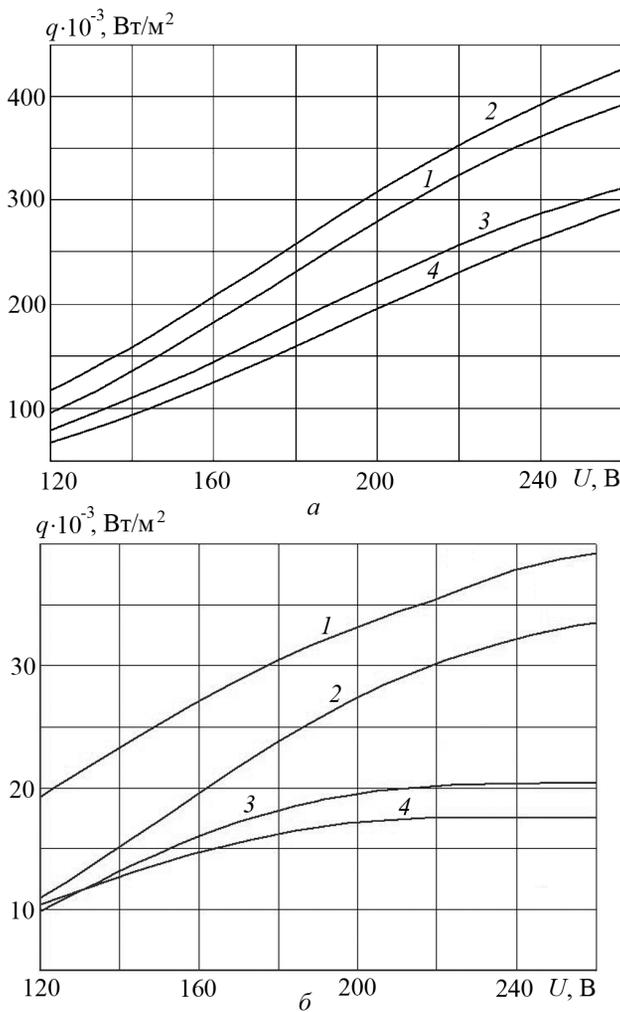


Рис. 4. Зависимость компонентов плотности потока излучения от питающего напряжения:

a – 1–4 – соответственно $q_0, q_{\Sigma B}, q_{\Sigma H}, q_{\text{ли}}$;

б – 1–4 – соответственно $q_T, q_{\text{об}}^{\text{cob}}, (q_{\text{об}}^{\text{cob}})_{\text{непроз}}, q_K$

области непрозрачности кварца на внутренней (q_T) и внешней (q_{TV}) поверхностях.

Величина q_T при отсутствии пленки вольфрама полностью определяет теплообмен на внутренней поверхности оболочки посредством граничного условия

$$-\lambda_0 \left. \frac{dT}{dx} \right|_{x=0} = q_T + q_0 A \quad (12)$$

и зависит лишь от напряжения питания U .

Теплообмен на внешней поверхности оболочки определяется граничным условием

$$-\lambda_c \left. \frac{dT}{dx} \right|_{x=h} = \alpha_B (T_2 - T_B) + q_{\text{об}}^{\text{cob}} - q_{TV}, \quad (13)$$

из которого следует, что для оболочки лампы в составе нагревательного блока

единственное слагаемое, влияющее на его дополнительный нагрев, — это q_{IV} в формулах (2) и (13), определяющее плотность потока излучения, падающего на внешнюю поверхность оболочки рассматриваемой ГЛН со стороны других близко расположенных ГЛН. Это слагаемое непосредственно связано с плотностью потока их собственного излучения в области непрозрачности

$$(q_{об}^{соб})_{непроз} = (\delta_{об}^{соб})_{непроз} q_{об}^{соб}$$

и вычисляется для заданной схемы компоновки ГЛН в блоке.

Расчеты для схемы двухрядной шахматной компоновки ГЛН показывают, что при сближении ламп в блоке в условиях естественной конвекции действие потока излучения q_{IV} является основной причиной перегрева и разрушения оболочек, а критическое расстояние между оболочками ГЛН оценивается величиной ≈ 2 мм. При повышенных напряжениях питания ГЛН ≈ 260 В температура их кварцевых оболочек близка к предельно допустимой (≈ 1200 °С) и даже небольшого дополнительного воздействия потока излучения со стороны соседних ламп в области непрозрачности достаточно для достижения предельной температуры, а единственным средством облегчения температурного режима оболочек может быть только принудительное охлаждение пакета ГЛН в блоке потоком воздуха со скоростью 20...40 м/с.

Трубчатые водоохлаждаемые ГИИ позволяют реализовать более теплонапряженные режимы нагрева объектов. Наиболее полно исследованы характеристики ГИИ ДТП 10/200 (межэлектродное расстояние 200 мм) (рис. 5), допускающие 6–8-кратную перегрузку относительно номинального режима работы 15 кВт. При этом достижимая плотность потока излучения составляет до 2500 кВт/м². Однако в связи с многократной перегрузкой, обуславливающей жесткий температурный режим стеклянной колбы ГИИ и эрозию электродов, ресурс источника излучения с ростом перегрузки падает (рис. 6) и

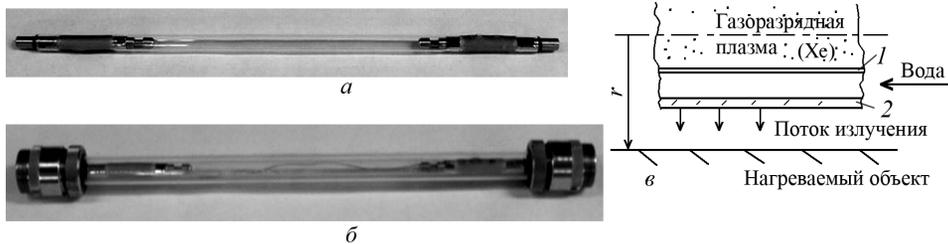


Рис. 5. Общий вид источника излучения (а), в сборе с внешней оболочкой и токоподводами (б) и схема ГИИ (в):

1 — стенка кварцевой колбы; 2 — внешняя оболочка

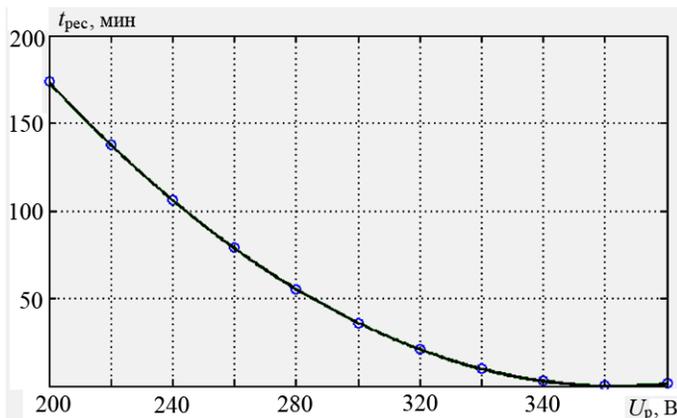


Рис. 6. Ресурсная характеристика ГИИ ДТП 10/200

время работы 10...15 мин может быть обеспечено при мощности не более ≈ 65 кВт.

Возможными причинами снижения ресурса работы ГИИ являются снижение прозрачности кварцевой колбы ГИИ (рис. 5, а) при достижении температуры $\approx 1200^\circ\text{C}$ и большие термические напряжения в ней в приэлектродной области, что в значительной степени обусловлено эрозией электродов и осаждением вольфрама на внутренней поверхности колбы.

Температурное состояние колбы ГИИ может быть определено по формулам, аналогичным для ГЛН.

Распределение температуры по толщине оболочки имеет вид

$$T = \frac{-\lambda_0 + \sqrt{\lambda_0^2 + 2C_2b + 2C_1bx - \frac{2bh}{\text{Bu}}q_0e^{-\text{Bu}x}}}{b}, \quad (14)$$

где постоянные C_1 и C_2 находятся из граничных условий

$$-\lambda_c \frac{dT}{dx} \Big|_{x=0} = q_T; \quad (15)$$

$$-\lambda_c \frac{dT}{dx} \Big|_{x=h} = \alpha_x(T_2 - T_x); \quad (16)$$

здесь x — линейная координата с началом на горячей (внутренней) поверхности оболочки; $\text{Bu}_x = kx$.

Температуры на внутренней и внешней поверхностях колбы соответственно определяются соотношениями

$$T_1 = \frac{-\lambda_0 + \sqrt{(\lambda_c)_{T_2}^2 + 2bh(q_T + q_0\xi_1)}}{b};$$

$$T_2 = T_x + \frac{q_T + q_0(1 - e^{-\text{Bu}})}{\alpha_x};$$

T_x — температура хладагента.

Полагая теплопроводность оболочки постоянной и равной некоторому среднему значению $\bar{\lambda}_c$, можно получить формулу для наибольшей температуры колбы

$$T_1 = T_2 + (q_T + q_0\xi_1) \frac{h}{\bar{\lambda}_c}.$$

Особенность приведенных зависимостей для расчета температурного состояния оболочки ГИИ состоит в том, что входящая в них плотность потока q_T имеет другую, отличную от ГЛН физическую природу, а именно она представляет собой плотность потока теплоты, передаваемого от плазмы газового разряда к внутренней поверхности колбы путем теплопроводности и конвекции.

В целях определения величины q_T используют понятие внутреннего КПД ГИИ [16]

$$\eta(P) = \frac{Q_{\text{и}}(P)}{P} = \frac{q_0(P)S_{\text{в}}}{P}, \quad (17)$$

где $Q_{\text{и}}(P)$ — плотность мощности излучения на внутренней поверхности колбы площадью $S_{\text{в}}$; P — электрическая мощность ГИИ (на рис. 7 приведена зависимость $\eta(P)$ для ГИИ ДТП 10/200, полученная профессором МГТУ им. Н.Э. Баумана В.М. Градовым).

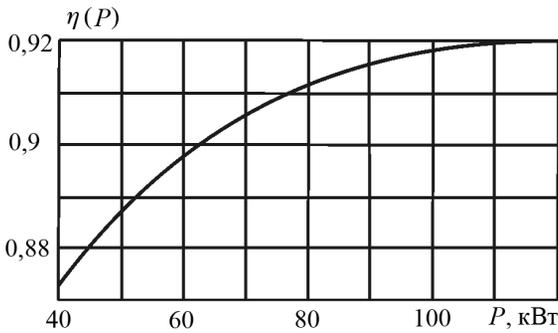


Рис. 7. Зависимость внутреннего КПД ГИИ ДТП 10/200 от мощности ГИИ

Полагая, что вся срабатываемая в ГИИ электрическая мощность в итоге передается к внутренней поверхности колбы в виде составляющих теплового потока q_0 и q_T , запишем

$$P = (q_0 + q_T)S_B. \quad (18)$$

Из соотношений (17) и (18) для заданного значения мощности ГИИ находят составляющие теплового потока, необходимые для расчета температурного состояния оболочки ГИИ:

$$q_0 = \frac{P\eta(P)}{S_B}; \quad q_T = \frac{[1 - \eta(P)]P}{S_B}.$$

Проведенные расчеты температур на внутренней (T_1) и внешней (T_2) поверхностях колбы ГИИ в диапазоне мощности от 40 до 120 кВт показывают, что температура T_1 остается ниже допустимого значения 1200 °С, а T_2 не превышает температуру кипения воды в тракте охлаждения при давлении 0,5 МПа. Таким образом, в указанном диапазоне мощности ГИИ температурное состояние колбы не является фактором, ограничивающим ресурс работы, а наиболее вероятной причиной является эрозия электродов, вызывающая замутнение колбы, и связанный с этим перегрев в локальной приэлектродной области оболочки. Одной из мер, обеспечивающих увеличение ресурса работы, может быть конструкторско-технологическая доработка ГИИ в части использования современных прозрачных материалов с большей, чем у кварца, теплопроводностью.

На базе ГИИ ДТП 10/200, выпускаемых отечественной промышленностью малыми партиями по индивидуальным заказам, создан ряд нагревательных устройств, применяемых при тепловых испытаниях конструкций с характерным линейным размером $\sim 0,2$ м; одна из установок суммарной мощностью ≈ 200 кВт показана на рис. 8 (см. 3-ю полосу обложки).

Разработанный экспериментальный источник излучения ДТП 10/500 обеспечивает нагрев объектов с характерным размером $\sim 0,5$ м, что позволяет рассматривать его как реальный компонент устройств нагрева конструкций типа ГЛА Х-43. На рис. 9 приведены экспериментальные данные ГИИ ДТП 10/200 и ДТП 10/500, на основе которых можно сформулировать требования к системе электропитания установки радиационного нагрева. Так, для обеспечения плотности потока излучения 2500 кВт/м^2 с характерной температурой нагрева до $\sim 2600 \text{ К}$ установка с ГИИ ДТП 10/500 должна иметь мощность до 500 кВт в расчете на один источник излучения, регулируемое напряжение питания до 1 кВ при токе до 500 А. Если ориентироваться на создание установки для теплопрочностных испытаний объектов типа Х-43 с характерным размером носовой кромки ~ 1 м, то необходимо реализовать схему компоновки четырех ГИИ ДТП 10/500 “в линию” (рис. 10), при этом

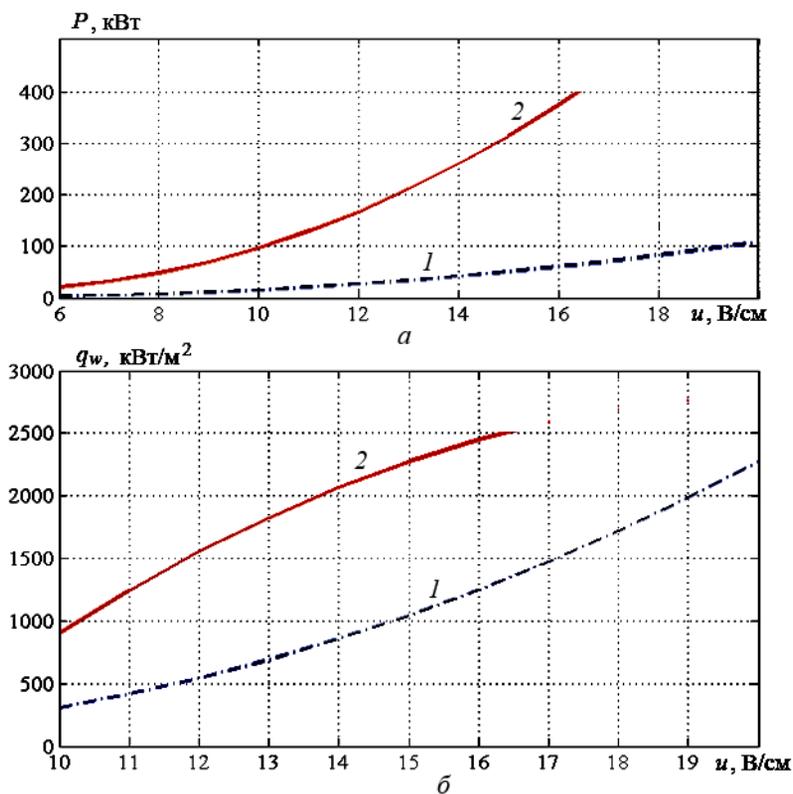


Рис. 9. Зависимость мощности (а) и плотности потока излучения (б) ГИИ ДТГ 10/200 (1) и ДТГ 10/500 (2) от удельного линейного падения напряжения

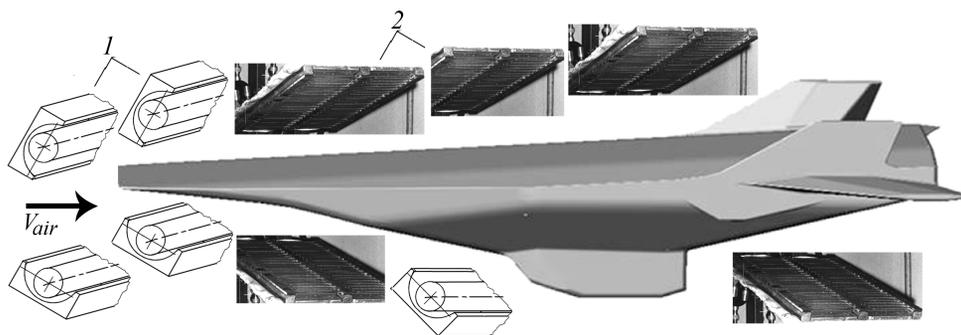


Рис. 10. Схема рабочего участка зонного нагрева крупногабаритных конструкций:

1 – блоки ГИИ; 2 – блоки ГЛН

располагаемая мощность системы электропитания должна быть не менее 2 МВт.

Значение температуры 2300...2400 К реализуется также на кромках килей и входной кромке воздухозаборника СПВРД. Если для нагрева этих участков конструкции также использовать ГИИ ДТГ 10/500 и ДТГ 10/200 (кромка киля), то располагаемую мощность системы электропитания ГИИ необходимо увеличить до 4 МВт. Кроме того, определенные затраты энергии связаны с работой системы охлаждения ГИИ, и при ориентировочном значении КПД

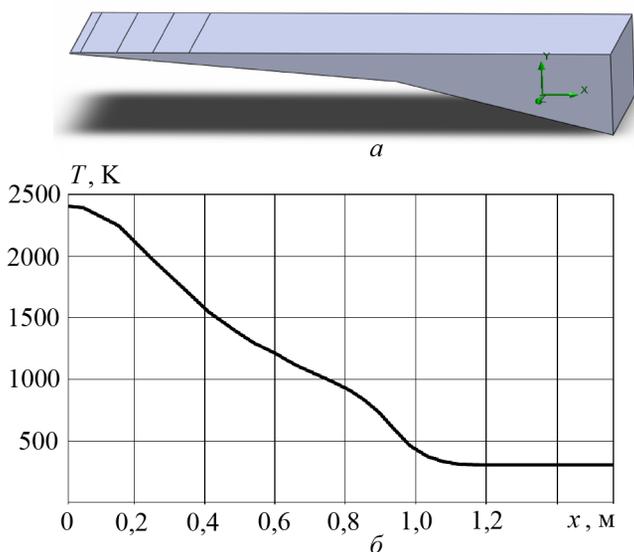


Рис. 11. Расчетное распределение температуры на внешней поверхности вольфрамового носка

радиационных нагревателей $\sim 70\%$ это потребует еще ~ 2 МВт мощности. Столько же потребуется для энергообеспечения блоков ГЛН. Таким образом, общая электрическая мощность стенда для теплопрочностных испытаний ГЛА оценивается величиной $8 \dots 10$ МВт. Такая мощность характерна для стендов наземной отработки ракетных и аэрокосмических конструкций, например ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского [9] и СибНИА им. С.А. Чаплыгина [17].

В заключение рассмотрим результаты расчетного анализа температурного состояния носка ГЛА X-43 при нагреве блоком ГИИ ДТП 10/500.

Обеспечение требования воздушного потока со стабильными характеристиками для устойчивой работы СПВРД определяет необходимость использования неразрушаемых термостойких материалов для носка ГЛА, таких как карбид гафния (температура плавления $T_{пл} = 4150^\circ\text{C}$) или циркония ($T_{пл} = 3520^\circ\text{C}$) [18], или необходимость разработки активной системы тепловой защиты. В летающей модели X-43 носок массой ≈ 410 кг выполнен из вольфрама [3] ($T_{пл} = 3380^\circ\text{C}$); расчеты проведены для вольфрамового носка, форма которого показана на рис. 11, а, при плотности потока излучения, соответствующей рис. 1, и излучательной способности, заданной функцией температуры.

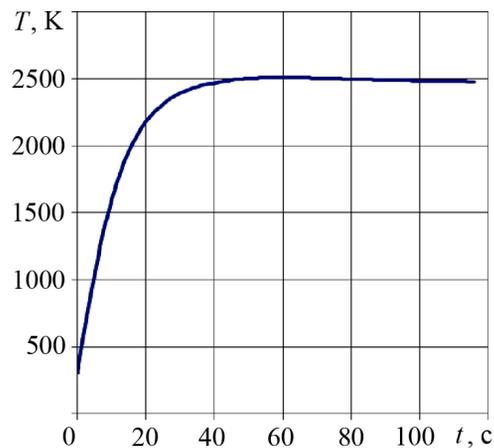


Рис. 12. Зависимость температуры на кромке носка от времени нагрева

На рис. 12 приведена температура на носке ГЛА в функции времени нагрева, а на рис. 11, б показано распределение температуры вдоль средней линии верхней поверхности при $t = 115$ с. Из рисунков следует, что при $t \gtrsim 40$ с режим нагрева кромки носка близок к ста-

ционарному, а температура — к равновесной, соответствующей условиям полета ГЛА.

Применение для нагрева конструкций блоков радиационных нагревателей, отстоящих от нагреваемого объекта, позволяет организовать его обтекание газовой средой контролируемого состава, что дает возможность исследовать влияние высокотемпературной коррозии обшивки на работоспособность конструкции. Кроме того, относительно несложно обеспечить силовое статическое и вибродинамическое воздействие на испытываемую конструкцию.

Таким образом, проведенный анализ показывает широкие возможности применения установок радиационного нагрева для наземных испытаний крупногабаритных конструкций аэрокосмических ЛА при температурах, соответствующих условиям гиперзвукового полета в атмосфере, что в настоящее время может быть обеспечено лишь комбинацией блоков радиационных нагревателей на основе трубчатых водоохлаждаемых ГИИ и ГЛН, а практическая реализация таких установок непосредственно связана с отработкой и производством трубчатых водоохлаждаемых ГИИ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лукашевич В. П., Труфакин В. А., Микоян С. А. Воздушно-орбитальная система “Спираль” / <http://www.buran.ru>
2. <http://www.specnaz.ru/article/?966; file://E: raduga ЭПОС.htm>
3. Microcraft/NASA X-43 Hyper-X / <http://airwar.ru/enc/xplane/x43.html>
4. <http://www.testpilot.ru/russia/tsiam/igla/igla.htm>
5. Евстафьев М. Д. Долгий путь к “Буре”. – М.: Вузовская книга, 1999. – 58 с.
6. Артемов О. А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. – М.: Из-во МАИ, 2002. – 300 с.
7. <http://www.testpilot.ru/russia/raduga/d2/d2.htm>
8. Полежаев Ю. В. Быть или не быть гиперзвуковому самолету? // Инженерно-физический журнал. – 2000. – Т. 73, № 1. – С. 5–10.
9. Бюшгенс Г. С., Дмитриев В. Г. В кн. О работах ЦАГИ. 1970–2000 годы и перспективы / Аэромеханика и газовая динамика. – 2001. – № 2. – С. 81–98.
10. Железнякова А. Л., Суржиков С. Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43 // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2010. – № 1. – С. 3–19.
11. Елисеев В.Н., Товстоног В. А. Характеристики источников излучения и излучательных систем высокоинтенсивного нагрева // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2001. – № 4. – С. 3–32.
12. Товстоног В. А. Разработка методологии исследований процессов теплопереноса и термического разрушения композиционных и полупрозрачных материалов при действии излучения. Дисс. . . д-ра техн. наук. – М., 2009. – 471 с.
13. Товстоног В. А., Томак В. И., Цветков С. В., Чирин К. В. Экспериментальный комплекс для теплопрочностных испытаний материалов и элементов конструкций при высокоинтенсивном нагреве // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2009. – № 1. – С. 67–76.
14. Излучательные свойства твердых материалов. Справочник под ред. А.Е. Шейндлина. – М.: Энергия, 1974.
15. Зворыкин Д. Б., Александрова А. Т., Байкальцев Б. П. Отражательные печи инфракрасного нагрева. – М.: Машиностроение, 1985.
16. Мьотан Разработка методического и алгоритмического обеспечения тепловых испытаний материалов и элементов конструкции в стендах с газоразрядными источниками излучения: Дисс. . . канд. техн. наук. – М., 2008. – 181 с.

17. http://sibnia.netter.ru/IsBase/left_base.html

18. К е р а м и к а / <http://graton.su/ceramics1.html>

Статья поступила в редакцию 24.12.2010



Виктор Николаевич Елисеев родился в 1931 г., окончил МВТУ им. Н.Э.Баумана в 1954 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Космические аппараты и ракеты-носители” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор более 130 научных работ в области теплообмена в конструкциях летательных аппаратов.

V.N. Yeliseev (b. 1932) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1954. D. Sc. (Eng.), professor of “Spacecrafts and Launch Vehicles” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 100 publications in the field of heat exchange in structures of flying vehicles.



Валерий Алексеевич Товстоног родился в 1947 г., окончил МВТУ им. Н.Э.Баумана в 1971 г. Д-р техн. наук, старший научный сотрудник, профессор кафедры “Космические аппараты и ракеты-носители” МГТУ им. Н.Э.Баумана. Автор более 120 научных работ в области исследования процессов теплопереноса в материалах специального назначения, тепловых и теплопрочностных испытаний материалов и конструкций при комплексных воздействиях.

V.A. Tovstonog (b. 1947) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1971. D. Sc. (Eng.), professor of “Spacecrafts and Launch Vehicles” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 120 publications in the field of study of heat transfer processes in special-purpose materials, thermal and thermal structural tests of materials and constructions under complex actions.