

## **Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций**

© С.В. Резник

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Рассмотрены проблемы создания перспективных ракетно-космических композитных конструкций, характерные для современного этапа развития науки и производства. Выделены несколько ключевых направлений, на которых отечественными специалистами достигнуты результаты, соответствующие мировому уровню или превосходящие его.*

**Ключевые слова:** *ракетно-космическая техника, композиционные материалы, проектирование, производство, испытания.*

**Введение.** С середины 1950-х годов композиционные материалы (КМ) все шире используются в ракетно-космической, авиационной и других видах новой техники благодаря высокой удельной прочности, жесткости, длительной стойкости к действию высоких и низких температур, высоких давлений, химически активных и эрозионных потоков, корпускулярной радиации и других факторов окружающей среды.

В нашей стране и за рубежом разработаны технологии производства изделий сложной формы из КМ с полимерной, металлической, углеродной или керамической матрицами, наполненных частицами, волокнами или тканями из органических и неорганических материалов и металлов. Освоено применение КМ в тепловой защите пилотируемых и беспилотных космических аппаратов (КА), в корпусах ракетных двигателей твердого топлива, баллонах высокого давления, соплах ракетных двигателей, рефлекторах зеркальных космических антенн, солнечных батареях и энергетических установках, головных обтекателях ракет-носителей, передних кромках крыльев и в балансировочных щитках.

Одна из особенностей КМ заключается в том, что их нельзя рассматривать отдельно от конструкции и технологии производства. К сожалению, многие виды КМ пока дороже традиционных металлов и сплавов, композитные технологии все еще имеют низкие показатели энергетической эффективности, а оборудование отличается высокой сложностью и материалоемкостью. По-прежнему велика доля интуитивно-эмпирических приемов при отработке новых технологий и пере-

носе результатов лабораторных исследований на опытное и серийное производство.

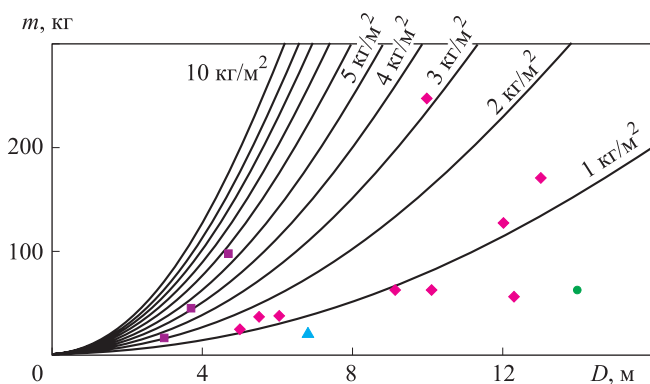
Вместе с тем за последние годы наметились новые тенденции, появились мощные инструменты исследования, позволяющие устранить указанные недостатки. Это стало возможным благодаря разработке высокопроизводительных программных комплексов, позволяющих моделировать сложные технологические процессы без упрощающих предположений, т. е. в трехмерной постановке с учетом динамики протекающих процессов в материалах и реакционных пространствах. Активно разрабатывались методы модификации КМ с помощью введения в матрицу или наполнитель наноразмерных добавок, что позволило улучшить физические свойства КМ. Совершенствовались некоторые известные ранее технологии, например инфузионные, СВЧ-нагрева, позволяющие снизить материалоемкость и повысить энергоэффективность производства крупногабаритных конструкций из полимерных КМ.

Применение КМ открыло возможность улучшения функциональных и массово-геометрических характеристик конструкций ракетно-космической техники, повышения их стойкости к действию факторов внешней среды, упрощения обслуживания и других важных показателей. Ниже кратко изложены актуальные проблемы создания перспективных ракетно-космических конструкций из КМ.

**Космические антенны.** Для решения новых задач в области космической связи, навигации, исследования природных ресурсов Земли, изучения планет, их спутников и других небесных тел создаются все более совершенные космические антенны. Речь идет в первую очередь о зеркальных антеннах, имеющих как жесткую неизменяемую или гибкую управляемую конфигурацию рефлектора, так и разворачиваемых в космосе с рефлекторами лепесткового, зонтичного или мембранно-вантового типа. Эффективность работы антенн (число лучей, точность наведения) повышается с увеличением площади поверхности рефлектора [1, 2], но одновременно предъявляются более высокие требования к точности профиля отражающей поверхности. Известно [3], что допустимое отклонение профиля от теоретического не должно превышать величины  $\Lambda/16$ , где  $\Lambda$  — длина радиоволны, на которой работает антенна. При конструировании рефлекторов антенн стремятся добиться минимальной погонной массы (масса рефлектора, отнесенная к площади апертуры). По данным ESA, этот параметр для рефлекторов различных конструктивных схем заметно отличается [4] (рис. 1).

В некоторых спутниках связи, таких как «Ямал-300К», «Ямал-401», «Енисей-А1» (прежнее наименование «Луч-4») и зарубежных Amos-4 (Израиль), «Либидь» (Украина), разрабатываемых в ОАО «ИСС им. М.Ф. Решетнева», а также в спутниках серий Inmarsat, Intelsat фирмы Boeing,

Astra фирмы EADS Astrium и др., используются жесткие рефлекторы антенн, работающие в диапазонах частот  $C$  (4...8 ГГц,  $\Lambda = 75...37,5$  мм);  $Ku$  (12...18 ГГц,  $\Lambda = 25...16,7$  мм);  $Ka$  (27...40 ГГц,  $\Lambda = 11,1...7,5$  мм) [5]. Например, спутник Inmarsat-5 оснащается двумя передающими и четырьмя принимающими антеннами с 89 лучами в  $Ka$ -диапазоне. Нетрудно заметить, что допустимые отклонения профиля рефлектора уже сейчас составляют доли миллиметра.



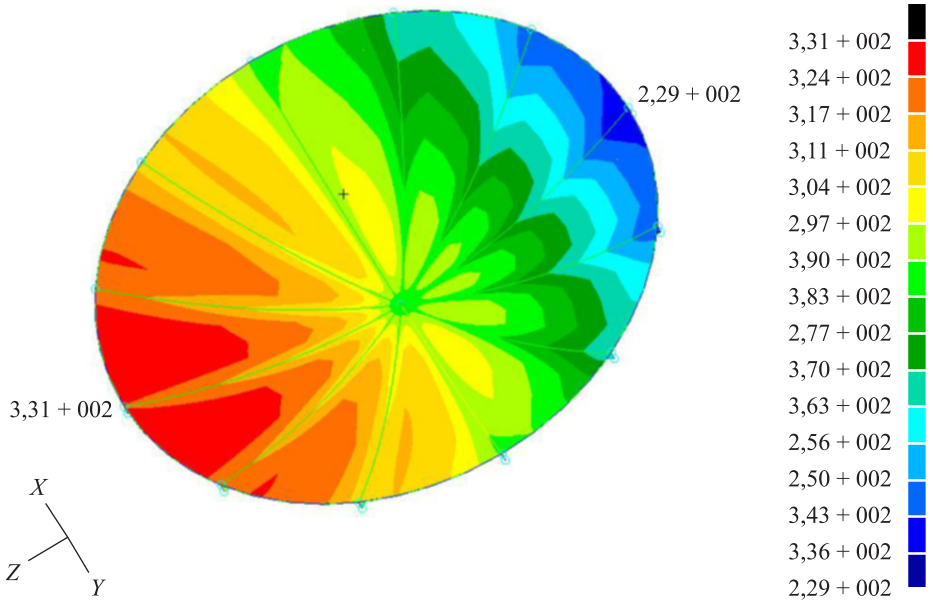
**Рис. 1.** Зависимость массы отражающей поверхности различных типов рефлекторов от диаметра апертуры:

◆ — сетчатые; ■ — с твердой поверхностью; ● — надувные; ▲ — с деформируемой поверхностью

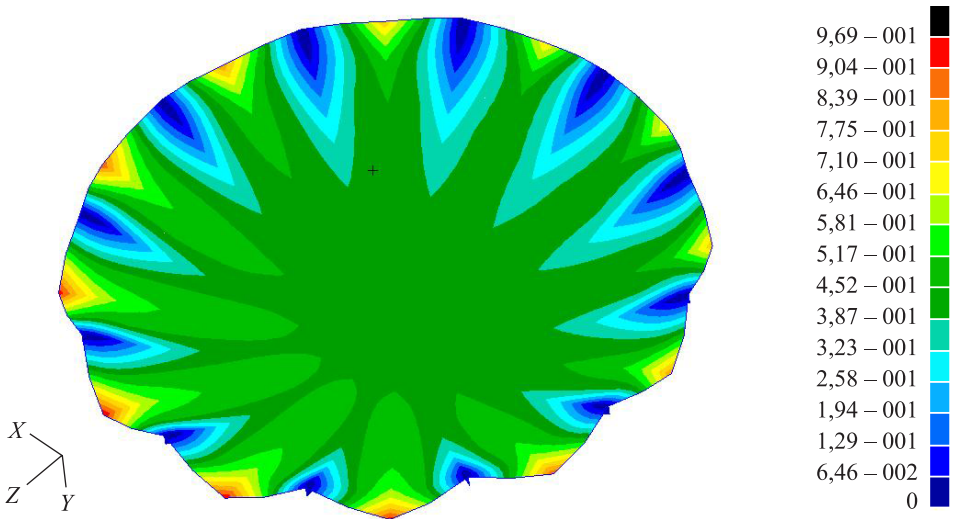
Поскольку спутники нового поколения должны иметь ресурс не менее 15 лет, возникают серьезные проблемы с обеспечением стабильности формы и размеров рефлекторов при действии факторов космического пространства и периодических теплосмен, вызванных заходами в тень Земли. Поэтому для изготовления рефлекторов предпочтительны углепластики, имеющие малые значения коэффициентов линейного термического расширения, а также высокие значения удельной прочности и жесткости.

В стремлении уменьшить погонную массу рефлектора обычно анализируются различные варианты силовых схем подкрепления тонкостенных оболочек: с радиальными или кольцевыми ребрами, изогридного типа и др. На рис. 2, 3 представлены результаты моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния антенного рефлектора со сплошной жесткой поверхностью с использованием программ Patran, Sinda и SindaRad фирмы MSC.Software и Siemens Femap NX Nastran.

Ранее считалось, что рефлектор находится в космосе и освещается потоком солнечного излучения с плотностью  $1400 \text{ Вт/м}^2$  под углом  $45^\circ$  к оси оболочки.



**Рис. 2.** Температурное состояние рефлектора зеркальной космической антенны со сплошной поверхностью (температура в К)



**Рис. 3.** Напряженно-деформированное состояние рефлектора зеркальной космической антенны со сплошной поверхностью (перемещения в мм)



Оболочка рефлектора имела диаметр апертуры 1 м, строительную высоту — 50 мм, толщину стенки — 1 мм и была образована четырьмя монослоями углепластика с углами укладки  $0/+45/-45/90^\circ$ . Каждое из 12 подкрепляющих ребер имело толщину 2 мм. Как видно из рис. 2, перепад температуры между освещенными и затененными участками поверхности рефлектора может составлять более 100 К и вызывать термические напряжения и деформации. Анализ жесткостных характеристик рефлектора (рис. 3) показал, что данная конструкция уступает по геометрической стабильности изогридной и радиально-кольцевой конструкции и имеет менее высокие, чем у них, частоты собственных колебаний. Результаты таких расчетов используются специалистами кафедры СМ-13 и сотрудниками НОЦ «Новые материалы, композиты и нанотехнологии» при выборе конструктивно-технологических схем.

В России, США и странах Европы ведутся работы по созданию крупногабаритных развертываемых в космосе зеркальных антенн с сетчатыми рефлекторами [6]. В частности, ОАО «ИСС им. М.Ф. Решетнева» устанавливает сетчатые рефлекторы зонтичного типа на геостационарных спутниках-ретрансляторах серии «Луч-5» [7], а компания Harris (США) — на спутниках TDRS, ACeS, SDARS [8]. Наиболее крупные рефлекторы мембранно-вантового типа разработаны фирмой AstroMesh (США) для спутников Thuraya-3, MBCO, Inmarsat, GlobalStar [9]. Например, спутник «Луч-5Б» имеет две зеркальные антенны с сетчатыми рефлекторами диаметром 4,2 м, которые он может наводить на движущиеся по низким орбитам КА, захватывать и сопровождать их по траектории полета. Одна из упомянутых антенн работает в *Ku*-диапазоне, а другая — *S*-диапазоне.

Погонная плотность поверхности сетчатых рефлекторов лежит на уровне  $1 \text{ кг/м}^2$ . Высокая массово-геометрическая эффективность достигнута благодаря использованию в силовой конструкции тонкостенных стержневых и пластинчатых элементов из углепластиков в сочетании с металлическими сетеполотнами, сотканными из молибденовой, вольфрамовой или нихромовой проволоки диаметром 15...50 мкм с золотым покрытием и тросами из органических волокон [10].

Оригинальный проект крупногабаритной развертываемой антенны с сетчатым рефлектором разработан ЗАО «НПО «ЭГС» [11]. Особенности конструкции состоят в применении кольцевого развертываемого пантографа, образованного из полых углепластиковых стержней в сочетании с плоскими ребрами из сетчатого углепластика. Отражающая поверхность выполнена из трикотажного сетеполотна тройного сложения из позолоченной вольфрамовой проволоки диаметром 15 мкм.

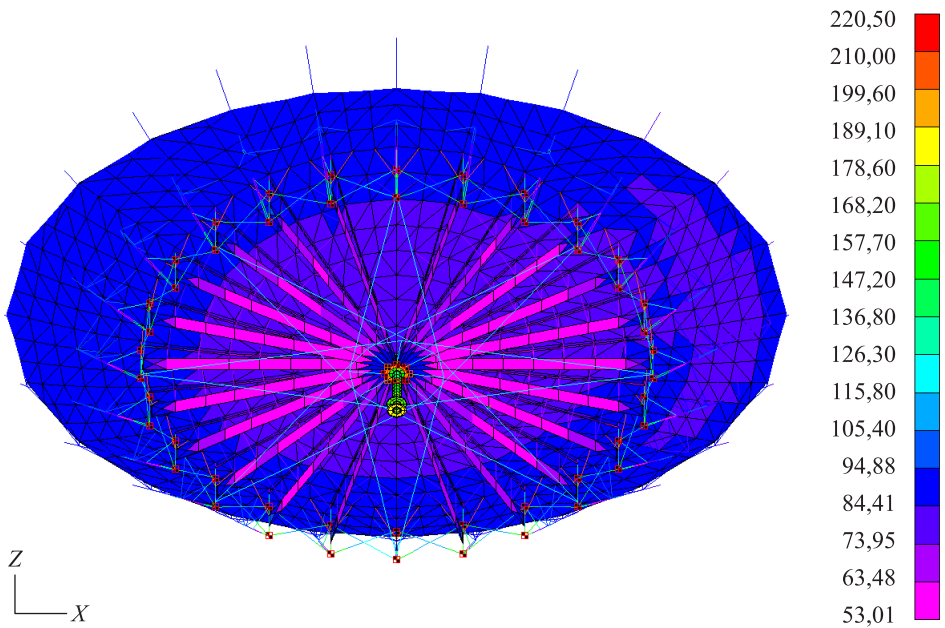
При математическом моделировании температурного состояния данного рефлектора основные трудности у специалистов кафедры СМ-13

вызвала не только сложность конструкции, но и использование в ней новых разнородных материалов с недостаточно изученными оптическими и теплофизическими характеристиками. Расчеты выполнялись с помощью конечно-элементных программ пакета CAR [12]. Продолжительность вычислений была большой, что вызвано необходимостью решения задачи радиационного теплообмена между десятками тысяч элементарных площадок, на которые разбивалась геометрическая модель.

Из-за длительного пребывания геостационарных КА в теневой зоне, достигающей 71 мин в периоды весеннего и осеннего равноденствия, тонкостенные элементы конструкций (сетеполотно, ребра каркаса, тросы) могут остывать до весьма низких температур (рис. 4). С физической точки зрения понятно, что тонкостенные элементы не способны запасти на освещенном участке орбиты большое количество теплоты и после входа в теневую зону температура открытых элементов должна падать, стремясь к условной температуре космоса 4 К.

Для обеспечения проектных исследований зеркальных космических антенн надежными данными по теплофизическим и оптическим характеристикам КМ и металлических сетеполотен на кафедре СМ-13 разработаны оригинальные методики эксперимента [13].

Методикой определения коэффициента теплопроводности КМ предусмотрены односторонний нагрев элемента натурной стержневой кон-



**Рис. 4.** Температурное состояние рефлектора зеркальной космической антенны в конце теневого участка полета. Весеннее равноденствие

струкции в вакуумной камере, измерение распределения температуры по длине и обработка экспериментальных данных с помощью программы решения нелинейной обратной задачи теплопроводности [14]. Полученные температурные зависимости теплопроводности углепластиков заметно точнее тех данных, которыми располагали проектанты до начала исследований [14].

Спектральные оптические характеристики металлических сетеполотен, такие как поглотительная  $A_v$ , отражательная  $R_v$  ( $v$  — частота) и излучательная  $\epsilon$  способности, определялись на стандартных оптических приборах, а интегральные характеристики, такие как  $A/\epsilon$ , — по результатам тепловых испытаний представительных образцов в вакуумной камере с имитацией солнечного нагрева. Температурная зависимость удельной теплоемкости металлического сетеполотна определялась на стандартных приборах. Реализация этих методик позволила повысить точность тепловых расчетов [15, 16].

**Многоразовые космические аппараты.** Придание космическим транспортным системам разумной многоразовости использования — одно из магистральных направлений развития ракетно-космической техники. Создание первых многоразовых космических аппаратов (МКА) Space Shuttle и «Буран», без всякого сомнения, — грандиозное научно-техническое достижение. Однако при эксплуатации Space Shuttle не был достигнут ожидаемый показатель экономической эффективности, который на ранней стадии проектирования оценивался в 100 долл. за 1 кг полезного груза на низкой околоземной орбите. Причиной этого стали неполная загрузка, низкая частота запусков и большие затраты на межполетное обслуживание (только на осмотр и восстановительный ремонт плиточной тепловой защиты требовалось около 40 тыс. человеко-часов). Среди технических проблем, определяющих экономическую эффективность и надежность МКА, на первом плане оказалась проблема функционально неразрушаемой тепловой защиты конструкции, имеющей большую площадь (Space Shuttle — около 1000 м<sup>2</sup>) [17, 18].

По сравнению со спускаемыми аппаратами капсульных схем, типа «Союза», траектория спуска МКА Space Shuttle и «Буран» достаточно плавная, но за счет аэродинамического торможения отдельные участки поверхности носового обтекателя и передней кромки крыла могут нагреваться до 1900 К. Для многократного применения (до 100 полетов) оболочки обтекателя и передних кромок крыла были изготовлены из углерод-углеродных КМ, а большая часть поверхности покрыта плитками из спеченных волокон кварцевого стекла с максимальной рабочей температурой около 1500 К.

Низкая механическая прочность плиток из спеченных волокон кварцевого стекла стала причиной поиска и отработки альтернативных ва-

риантов тепловой защиты для МКА нового поколения, таких как Venture Star в первую очередь композитных панелей и плиток с металлическим корпусом. В Европе исследование новых концепций тепло-защитных покрытий (ТЗП) развернулось в рамках проекта МКА Норрег. Для компенсации увеличения массы за счет прочного разборного корпуса следовало применить более легкий теплоизолятор, чем в плиточном ТЗП. В плиточном ТЗП МКА Space Shuttle использовались материалы LI-900 и LI-2200 с плотностью 144 и 350 кг/м<sup>3</sup> соответственно, а на МКА «Буран» аналогичные материалы ТЗМК-10 и ТЗМК-25 с плотностью 150 и 250 кг/м<sup>3</sup> соответственно [17]. В США для перспективных МКА были исследованы новые теплоизоляторы с плотностью 30...120 кг/м<sup>3</sup> [19, 20].

В рамках международного проекта INTAS 00-0654 специалисты кафедры СМ-13 совместно с коллегами из Беларуси, Германии, Испании и Франции провели исследование перспективных европейских материалов для МКА Норрег из волокон оксида кремния и оксида алюминия с плотностью 80...140 кг/м<sup>3</sup> в диапазоне значений температур 300...2 000 К при нормальном и пониженном давлениях, и скоростях нагрева 0...100 К/с. Эксперименты были выполнены на установке Т-52А ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, плазматроне и установке радиационного нагрева «Уран-1» ИТМО им. А.В. Лыкова НАН Беларуси, на солнечной печи PSA в Табернасе в Испании (рис. 5). Для обработки



**Рис. 5.** Солнечная печь PSA (г. Табернас, Испания)

экспериментальных данных впервые одновременно использовались программы решения нелинейных коэффициентных обратных задач эффективной теплопроводности и радиационно-кондуктивного теплообмена в одно- и многомерной постановке вместе с программами планирования температурных измерений и анализа методических погрешностей этих измерений, реализованные в пакете CAR [21–24].

Фундаментальное значение имеют выявленные закономерности комбинированного (радиационно-кондуктивного) теплообмена в высокопористых теплоизоляционных материалах, представляющих собой поглощающие, излучающие и сильно рассеивающие среды. В результате удалось установить связь суммарной характеристики теплопереноса — эффективной теплопроводности с плотностью материалов со скоростью и продолжительностью нагрева, а также обобщить данные экспериментов, выполненных на различных установках и стендах с разными по форме образцами однотипных материалов.

Для МКА нового поколения перспективны многослойные ТЗП, состоящие из слоев теплоизоляции и тонких экранов, блокирующих перенос теплоты излучением. Одна из первых попыток создания подобных композитных ТЗП была предпринята в период реализации проекта европейского МКА Hermes. На кафедре СМ-13 разработаны инструменты для оптимального выбора материалов, толщин отдельных слоев в многослойном ТЗП, состоящем из частично прозрачных и непрозрачных материалов [25, 26].

За рубежом со второй половины 1990-х годов резко активизировались разработки многоместных суборбитальных МКА туристического класса (МКА ТК) и соответствующей инфраструктуры. Известно уже более 30 проектов таких МКА, авторство которых принадлежит частным фирмам и энтузиастам из Аргентины, Германии, Канады, России, США. От других МКА эти аппараты отличаются повышенными требованиями безопасности и комфорта [27–29]. В этом вопросе лидирующие позиции занимает фирма Scaled Composites (США), которая построила двухместный SpaceShipOne, преодолевший в нескольких полетах высоту 100 км, и испытывает восьмиместный МКА ТК SpaceShipTwo. Конструкция названных аппаратов практически целиком состоит из КМ.

В течение нескольких лет в МГТУ им. Н.Э. Баумана на кафедре СМ-13 в инициативном порядке разрабатываются проекты орбитальных и суборбитальных крылатых МКА ТК семейства «Одуванчик» [30] (рис. 6).

Расчеты показывают, что на крыло МКА ТК будут действовать значительные аэродинамические нагрузки, вызванные высокой скоростью полета и большим углом атаки при входе в плотные слои атмосферы [31]. При проектировании крыла желательно добиться мини-





**Рис. 6.** Проект суборбитального МКА «Одуванчик»

мальной массы и стоимости при заданных ограничениях на допустимые отклонения профиля и уровень напряжений. Для решения этой задачи перспективными являются конструкции из гибридных КМ, стойкие при максимальных значениях температуры поверхности 1000 К. Например, в одном из вариантов крыло представляет собой композитную конструкцию, в которой слои обшивки выполнены из стеклопластика и углепластика, внутренний наполнитель — из пенополиуретана, а лонжерон — из углепластика.

Сложность создания гибридной композитной конструкции заключается в нахождении рационального сочетания различных видов материалов, выборе углов ориентации армирующих волокон, определении количества монослоев с заданными углами укладки. На кафедре СМ-13 разработана вычислительная процедура оптимизации по массе и стоимости конструкций из гибридных КМ, включающая тепловые и прочностные расчеты для переменной структуры с определением минимальной массы и стоимости при заданном коэффициенте запаса прочности [32]. Напряженно-деформированное состояние многослойной конструкции крыла рассчитывается с помощью конечно-элементной программы PATRAN, а для оценки ее работоспособности используется критерий максимальных напряжений.

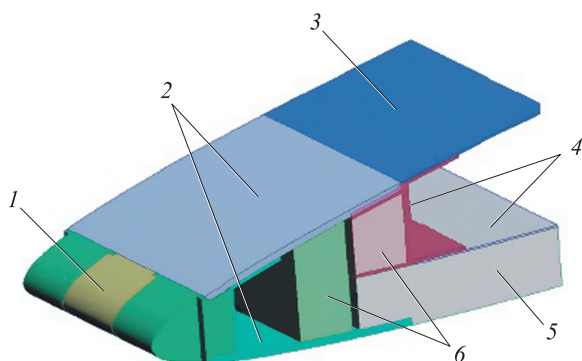
**Гиперзвуковые летательные аппараты.** Проблема крейсерского полета на больших высотах с гиперзвуковой скоростью, соответствующей числам Маха 6...12 и выше не нова [33], однако только сейчас достижения в проектировании и производстве композитных конструкций вплотную приблизили ее решение. При полете с гиперзвуковыми скоростями особое значение приобретают сохранение формы



и размеров конструкции, а также эффективная тепловая защита полезной нагрузки и бортовых систем от интенсивного аэродинамического нагрева. В отличие от МКА первого поколения у гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), судя по опубликованным данным, передние кромки крыльев, оперения и воздухозаборника будут острыми и иметь радиус кривизны порядка 1...10 мм. Такой малый радиус кривизны способствует снижению сопротивления и повышению аэродинамических характеристик ГЛА. Вместе с тем уменьшение радиуса кривизны кромок приводит к локальному возрастанию тепловых нагрузок примерно на порядок по сравнению с МКА типа «Space Shuttle» и температура на острых кромках может достигать 3000 °С.

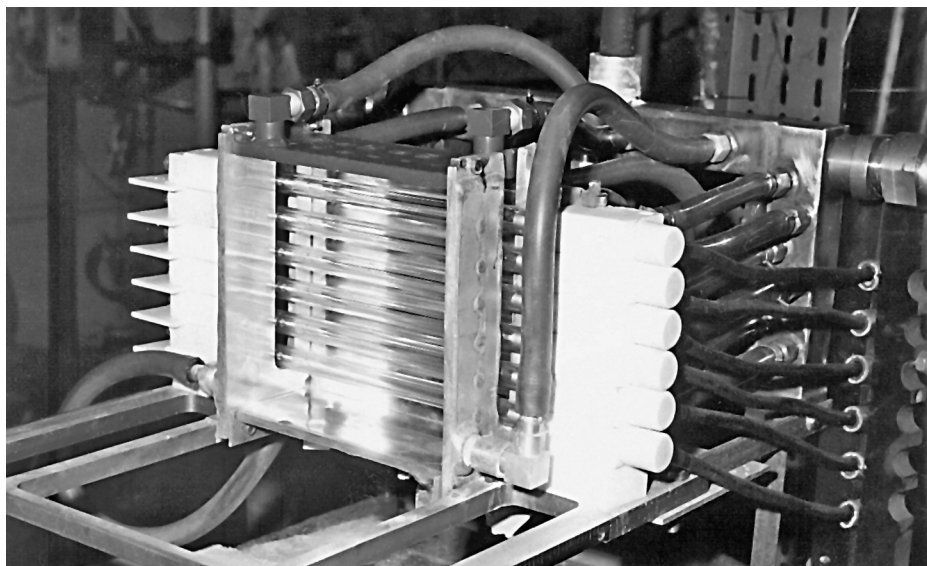
Разнообразные варианты компоновки теплонагруженных конструкций ГЛА можно разбить на две группы: с активным охлаждением и «горячие» с применением термостойких и теплоизоляционных КМ. Каждая группа имеет свои достоинства и недостатки. Например, острая кромка из высокотемпературной керамики нуждается в эффективном теплоотводе к менее нагретым участкам конструкции с одновременным блокированием радиационного переноса во внутренних полостях с помощью радиационных экранов и теплоизоляторов (рис. 7) [34]. Использование системы активного охлаждения влечет размещение на ГЛА емкостей для хранения и подачи хладагента и теплообменных аппаратов.

В США, Франции, Китае и Японии исследуется возможность применения в теплонагруженных элементах ГЛА новых керамоматричных КМ, сохраняющих работоспособность до температуры 3 000 °С в окислительной и эрозионной средах. Наибольший интерес вызывают КМ



**Рис. 7.** Конструкция кромки крыла ГЛА:

1 — передняя кромка крыла из высокотемпературной керамики; 2 — теплонагруженные элементы крыла; 3 — металлические элементы подветренной части крыла; 4 — металлические конструкционные элементы; 5 — теплоизоляция и радиационные экраны; 6 — углерод-углеродный КМ



**Рис. 8.** Нагревательный блок установки «Утро-1» с дуговыми газоразрядными лампами

на основе карбидов и боридов кремния, гафния, циркония, тантала и титана. Эти материалы отличает высокая температура плавления, стойкость к окислительному и эрозионному воздействию газовой среды, удовлетворительные механические характеристики. Вместе с тем следует иметь в виду, что ряд высокотеплопроводных КМ имеют довольно высокую плотность. Например, КМ борид гафния + карбид кремния ( $\text{HfB}_2 + 20\% \text{SiC}$ ) имеет плотность  $9570 \text{ кг/м}^3$  и теплопроводность при комнатной температуре  $80 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ , а КМ борид циркония + карбид кремния ( $\text{ZrB}_2 + 20\% \text{SiC}$ ) имеет плотность  $5570 \text{ кг/м}^3$  и теплопроводность при комнатной температуре  $99 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ .

Разработка новых концепций невозможна без детального моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния конструкций с помощью многомасштабных (нано-микро-макроструктурных) математических моделей, отражающих особенности механизмов зарождения дефектов структуры, деформирования и разрушения острых кромок элементов конструкции ГЛА при воздействии эксплуатационных нагрузок [35].

Выбранные конструктивно-компоновочные решения ГЛА должны проверяться при наземных тепловых и теплопрочностных испытаниях моделей и натуральных конструкций. Требуемый уровень тепловых воздействий способны обеспечить плазмотроны, нагревательные блоки с дуговыми газоразрядными лампами, гелиоустановки и лазеры [36]. Например, с помощью установки «Утро-1» (рис. 8) в МГТУ им. Н.Э. Баумана

были проведены испытания многослойных элементов конструкций из углерод-керамических материалов и термостойких теплоизоляторов до температуры 2 300 К [36].

Экспериментальные данные могут использоваться для уточнения характеристик теплопереноса высокотемпературных КМ. Сложность решения этой задачи заключается в том, что современные методы теплофизических исследований позволяют определять характеристики теплопереноса пока только на образцах материалов простой формы. Поэтому актуальным является создание новых методов исследования характеристик теплопереноса в элементах натуральных конструкций и их моделях из КМ на основе аппарата нелинейных многомерных обратных задач комбинированного теплообмена. Специалисты кафедры СМ-13 имеют в этой области научные заделы, соответствующие мировому уровню [37–45].

**Заключение.** Разработка композитных конструкций и технологий имеет стратегическое значение для создания нового поколения объектов ракетно-космической техники. В интересах совершенствования изделий, повышения производительности и эффективности производства актуальна постановка и выполнение комплекса НИР и ОКР, опирающегося на новые научные достижения в области прикладной математики, материаловедения, химии, механики и теплофизики композитных структур.

*Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по гранту РФФИ № 12-08-00305-а и контракту с Минобрнауки РФ № 14.513.11.0011.*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Полежаев Ю.В. и др. *Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее*. В 3 т. Т. 1: Прогнозирование и анализ экстремальных воздействий. Резник С.В., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002, 224 с.
- [2] Гряник М.В., Ломан В.И. *Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа*. Москва, Радио и связь, 1987, 72 с.
- [3] Фейджер Дж.А. Требования к жесткости больших развертываемых космических антенн. *Ракетная техника и космонавтика*. 1980, т. 18, № 10, с. 222–229.
- [4] Prowald J., Manganot C., Klooster K., Scolamiero L. Large reflector antennas: technical and programmatic status one year after the working group conclusions. *Proc. 33<sup>rd</sup> ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems* (Noordwijk, The Netherlands, October 18–21, 2011). ESA/ESTEC, 32 p.
- [5] Thomson M.W. The AstroMesh deployable reflectors for KU- and KA-band commercial satellites. *AIAA Papers*. 2002, no. 2032, 9 p.
- [6] Gottero M., Sacchi E., Lorenz G., Reznik S.V., Kalinin D.Yu. The large deployable antenna (LDA). A review of thermal aspects. *Proc. 35<sup>th</sup> Int. Conf. on Environmental Systems* (Roma, Italy, July 11–15, 2005), 2005, 16 p.

- [7] «ОАО «ИСС» имени академика Решетнева М.Ф.» | Луч». URL: <http://www.iss-reshetnev.ru/?cid=58>
- [8] <http://www.orbitcast.com/archives/a-look-at-the-sirius-fm-5-satellite-advanced-antenna-reflector.html> («A look at the Sirius FM-5 Satellite advanced antenna reflector»).
- [9] Marks G., Lillie C., Kuehn S. Application of the AstroMesh reflector to astrophysics missions (Zooming in on black holes). *Proc. 33<sup>rd</sup> ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems*. Preparing for the Future (Noordwijk, The Netherlands, 18–21 October, 2011), 6 p.
- [10] Заваруев В.А., Кудрявин Л.А., Халиманович В.И. и др. Трикотажные металлические сетеполотна для отражающей поверхности трансформируемых наземных и космических антенн. *Технический текстиль*, 2007, № 16, с. 59–64.
- [11] Побединская М.Т. Новое предприятие по разработке больших антенн для КА. *Новости космонавтики*, 2002, № 2, с. 22–24.
- [12] Резник С.В., Просунцов П.В., Михалев А.М., Калинин Д.Ю. Математико-алгоритмическое и программное обеспечение исследования процессов радиационно-кондуктивного теплообмена в частично прозрачных материалах. *Мат. междунар. симпозиума «Передовые термические технологии и материалы»* (Кацивели, Крым, Украина, 22–26 сент. 1997 г.) Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999, ч. 2, с. 40–49.
- [13] Денисова Л.В. Особенности измерения температуры при тепловых испытаниях элементов сетчатых рефлекторов космических антенн. *Тепловые процессы в технике*. 2011, № 12, с. 564–569.
- [14] Резник С.В., Денисов О.В., Просунцов П.В., Тимошенко В.П., Шуляковский А.В. Термовакuumные испытания полых композитных стержней для космических конструкций. *Энциклопедический справочник*. 2012, № 7, с. 8–12.
- [15] Reznik S.V., Kalinin D.Yu., Denisova L.V. Modelling of metall meshes thermal regimes for space antennas. *Proc. 32<sup>nd</sup> ESA Antenna Workshop on Antennas for Space Applications* (Noordwijk, The Netherlands, October 5–8, 2010). ESTEC, 2010, 8 p.
- [16] Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естеств. науки*, 2011, № 1 (82), с. 92–105.
- [17] Гофин М.Я. *Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов*. Москва, ЗАО «ГФ «МИР», 2003, 672 с.
- [18] Тимошенко В.П. Использование методов расчетного и экспериментального моделирования теплообмена при создании БУРАНА. *Проблемы авиационной и космической техники*. 1994, № 2, с. 26–30.
- [19] Myers D. et al. Parametric weight comparison of advanced metallic, ceramic tile, and ceramic blanket thermal protection systems. NASA, *Langley Research Center*, 2000, no. 21018, 49 p.
- [20] Daryabeigi K. Heat transfer modeling and validation for optically thick alumina fibrous insulation. *Proc. 30<sup>th</sup> Int. Thermal Conductivity Conference* (Pittsburgh, PA, USA, August 29 — September 2, 2009), 12 p.
- [21] Investigation of effective thermal conductivity of heat-protection porous materials on the basis of solving a two-dimensional inverse heat conduction problem. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Fischer W.P., ..., and Shulyakovsky A.V. *Abstracts of the Reports and Communications of 5<sup>th</sup> Int. Forum on Heat and Mass Transfer* (Minsk, Belarus, May 24–28, 2004), 2004, vol. 7, paper 7–36., 6 p.

- [22] Резник С.В., Фишер В.П.П., Мартинес Д. и др. Моделирование и идентификация процессов теплообмена в пористых материалах тепловой защиты многоразовых аэрокосмических систем. *ИФЖ*, 2004, т. 77, № 3, с. 3–8.
- [23] Падерин Л.Я., Просунцов П.В., Резник С.В., Фишер В.П.П. Экспериментальное исследование теплопереноса в пористых полупрозрачных теплозащитных материалах. *ИФЖ*, 2005, т. 78, № 1, с. 1–7.
- [24] Резник С.В., Фишер В.П.П., Калинин Д.Ю. и др. Постановка и результаты комплексных исследований теплопереноса в пористых материалах многоразовых транспортных космических систем. *Мат. 2-й Междунар. научн. конф. «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы»* (Москва, 18–21 ноября 2003 г.). В 4 ч. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, ч. II, с. 83–102.
- [25] Дылько Ю.Б., Просунцов П.В. Применение моделей комбинированного теплообмена для проектирования теплозащитных покрытий многоразовых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, спец. вып. № 3, с. 50–58.
- [26] Данилова Д.А., Просунцов П.В. Математическое моделирование процессов комбинированного теплообмена и оптимизация параметров теплозащитного покрытия с системой радиационных экранов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, спец. вып. № 3, с. 59–66.
- [27] Reznik S.V. Prospects of aerospace tourism development: technique, constructional and thermal protective materials. *Proc. 4<sup>th</sup> Int. Conf. on Materials and Coatings for Extreme Performances: Investigations, Applications, Ecologically Safe Technologies for Their Production and Utilization* (Big Yalta, Zhukovka, Crimea, Ukraine, September 18–22, 2006), pp. 41, 42.
- [28] Резник С.В. Предварительные проектные исследования семейства многоразовых космических аппаратов туристического класса. *Актуальные проблемы российской космонавтики: Тр. 32-х Академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2008, с. 43–45.
- [29] Резник С.В., Агеева Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, спец. вып. к 180-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана, с. 19–34.
- [30] Резник С.В., Степанищев Н.А. Проектно-конструкторские решения легких многоразовых космических аппаратов туристического класса. *Актуальные проблемы российской космонавтики: Тр. 33-х Академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2009, с. 71–73.
- [31] Дудар Э.Н., Брук А.А., Резник С.В. Оптимизация технических характеристик перспективных космических аппаратов туристического класса. *Авиакосмическая техника и технология*, 2009, № 4, с. 37–41.
- [32] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1 (17), с. 38–43.
- [33] Никсон. Исследование аэродинамического нагрева передних кромок тонких гиперзвуковых крыльев. *Ракетная техника*, 1962, № 9, с. 90–93.
- [34] Johnson S.M. Thermal protection materials. *Proc. Hi Temp 2011 Conference* (Boston, MA, USA, September 20–22, 2011), 64 p.
- [35] Михайловский К.В., Резник С.В., Юрченко С.О. Прогнозирование зарождения и эволюции дефектов в материалах композитных конструкций многоразовых космических аппаратов на основе многомасштабного математического



- моделирования. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2010, спец. выпуск «Наноинженерия», с. 30–43.
- [36] Полежаев Ю.В., Резник С.В., Баранов А.Н. и др. *Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее*. В 3 т. Т. 3: Экспериментальные исследования. Полежаев Ю.В., Резник С.В., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002, 264 с.
- [37] Михалев А.М., Резник С.В. Метод определения теплофизических свойств ортотропных материалов на основе решения двумерной обратной задачи теплопроводности. *ИФЖ*, 1989, т. 56, № 3, с. 483–491.
- [38] Михалев А.М., Резник С.В. Двумерная обратная задача теплопроводности и методы исследования параметров теплопереноса ортотропных материалов. *Мат. 2-й междунаrod. конф. «Идентификация динамических систем и обратные задачи»*. Санкт-Петербург, 1994, т. 2, с. В-19-1-10.
- [39] Reznik S.V., Denisov O.V., Michalev A.M., and Stegny A.I. Methods and program maintenance of high-temperature investigations of heat conductivity in composite structures using heliostations. *Proc. 7<sup>th</sup> Int. Symp. on Solar Thermal Concentrating Technologies* (Moscow, Russia, September 26–30, 1994). Moscow, IVTAN, 1994, vol. 3, pp. 675–687.
- [40] Резник С.В., Просунцов П.В. Моделирование и идентификация теплофизических процессов при нагреве образцов композиционных материалов потоками концентрированного теплового излучения. *Тр. 6-го Минского междунаrod. форума по тепломассообмену*. Минск, Изд-во ИТМО им. Лыкова А.В. НАН Беларуси, 2008, т. 1, с. 235–236.
- [41] Резник С.В. Математические модели радиационно-кондуктивного теплообмена в материалах тепловой защиты многоразовых транспортных космических систем. *ИФЖ*, 2000, т. 73, № 1, с. 11–25.
- [42] Reznik S.V. Modeling and Inverse Problems of Radiative and Conductive Heat Transfer. *Proc. Eurotherm Seminar 68* (Poitiers, France, March 5–7, 2001), pp. 23–36.
- [43] Резник С.В., Просунцов П.В., Тимошенко В.П. Математическое обеспечение экспериментальных исследований теплообмена в пористых материалах тепловой защиты многоразовых космических аппаратов. *Тр. 4-й Российской национальной конференции по тепломассообмену*. В 10 т., т. 7. Москва, 2006, с. 109–112.
- [44] Резник С.В., Калинин Д.Ю. *Моделирование тепловых режимов крупногабаритных космических конструкций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003, 52 с.
- [45] Reznik S.V., Prosuntsov P.V. Inverse problems of radiative and conductive heat transfer in semitransparent scattering thermal protective materials. *Proc. Workshop on Inverse Problems (WIP2005)* (Marseilles, France, November 30 — December 2, 2005), 2005, 5 p.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

С.В. Резник. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html>

**Резник Сергей Васильевич** родился в 1947 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1971 г. по специальности «Космические аппараты и ракеты-носители» (каф. М-1). Д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции». Автор более 240 научных работ в области проектирования, производства и испытания объектов ракетно-космической техники. e-mail: sergeyreznik@bmstu.ru