



СОДЕРЖАНИЕ

**Строительная механика
и прочность летательных аппаратов**

Бокучава П.Н., Евстафьев В.А., Бабук В.А.

Численная оценка массовой эффективности композитных сетчатых оболочек летательных аппаратов с переменными по высоте параметрами сетки

Ван Ч., Кретов А.С., Шатаев П.А.

Псевдоупругость и ее использование для проектирования нагретых тонкостенных конструкций

Федотов А.А., Ципенко А.В.

Экспериментальное исследование усталостной деградации модуля упругости углепластика при различных температурах

**Динамика полета
и управление летательными аппаратами**

**Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н.,
Сорокин И.В.**

Синтез законов стабилизации бокового движения маневренного летательного аппарата при отсутствии информации об углах скольжения и крена

Петунин В.И., Неугодникова Л.М.

Принципы построения систем ограничения предельных параметров летательных аппаратов

Соколов С.В., Погорелов В.А., Шаталов А.Б.

Решение задачи автономной начальной ориентации бесплатформенных инерциальных навигационных систем на возмущенном основании с использованием параметров Родрига – Гамильтона

**Аэро- и газодинамика летательных аппаратов
и их двигателей**

Гараев К.Г., Мухаметзянов И.Р.

К задаче оптимальной тепловой защиты поверхностей в сверхзвуковых потоках

Тукмаков Д.А.

Численное моделирование ударно-волновых течений в газозвеси с неоднородной концентрацией дисперсной фазы

Теория авиационных и ракетных двигателей

Бакланов А.В., Малюков А.В.

Расчет нагрева топливного газа во фронтовом устройстве многофорсунной камеры сгорания газотурбинного двигателя

**Горелов Ю.Г., Тюльков К.В., Ананьев В.В.,
Бывальцев П.М.**

Верификация расчетов пленочного охлаждения входных кромок сопловых лопаток в ANSYS CFX

Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С.

Нагрев анизотропного слоя теплозащитного покрытия при гиперзвуковом обтекании сферического затупления

**Сапожников С.З., Митяков В.Ю., Митяков А.В.,
Барabanова О.А., Салмин П.А.**

Задачи и решения в градиентной теплометрии

CONTENTS

**Structural Mechanics
and Strength of Flight Vehicles**

3 **Bokuchava P.N., Evstaf'ev V.A., and Babuk V.A.**

Numerical Estimation of Weight Efficiency for Aircraft Composite Lattice Shells with Grid Parameters Variable over Height

7 **Wang Z.J., Kretov A.S., and Shataev P.A.**

Pseudoelasticity and Its Use for Design of Heated Thin-Walled Structures

15 **Fedotov A.A. and Tsipenko A.V.**

Experimental Study of the Fatigue Stiffness Degradation for the Carbon Fiber Reinforced Plastic at Variable Temperature

**Flight Dynamics
and Control of Flight Vehicles**

22 **Zubov N.E., Mikrin E.A., Ryabchenko V.N.,
and Sorokin I.V.**

Synthesis of Stabilization Laws for Lateral Motion of a Manoeuvrable Aircraft at the Lack of Data on Its Sideslip and Roll Angles

31 **Petunin V.I. and Neugodnikova L.M.**

Principles of Constructing the System of Restriction the Aircraft Critical Parameters

39 **Sokolov S.V., Pogorelov V.A., and Shatalov A.B.**

Solving the Autonomous Initial Navigation Task for Strapdown Inertial Navigation System on the Perturbed Basis Using Rodriguez–Hamilton Parameters

**Aero- and Gas-Dynamics of Flight Vehicles
and Their Engines**

48 **Garaev K.G. and Mukhametzyanov I.R.**

To the Problem of Optimal Thermal Protection of Surfaces in Supersonic Flows

54 **Tukmakov D.A.**

Numerical Modeling of Shock-Wave Flows in a Gas Suspension with Inhomogeneous Concentration of the Dispersed Phase

Aircraft and Rocket Engine Theory

60 **Baklanov A.V. and Malyukov A.V.**

Calculation of the Fuel Gas Heating in the Flame Tube Head of Multi-Injector Combustion Chamber of the Gas Turbine Engine

67 **Gorelov Yu.G., Tyul'kov K.V., Anan'ev V.V.,
and Byval'tsev P.M.**

Verification of the Film Cooling Calculations for Nozzle Vane Leading Edges in ANSYS CFX

73 **Zarubin V.S., Leonov V.V., and Zarubin V.S.**

Heating of an Anisotropic Insulation Layer with Hypersonic Flow past a Spherical Blunting

81 **Sapozhnikov S.Z., Mityakov V.Yu., Mityakov A.V.,
Barabanova O.A., and Salmin P.A.**

Tasks and Solutions in Gradient Heat Flux Measurement

Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы

*Москаленко Н.И., Мисбахов Р.Ш., Додов И.Р.,
Хамидуллина М.С., Кувшинов Н.Е.*

Численное моделирование переноса излучения аэронавигационных аппаратов в атмосфере

Рябцев В.Г., Волобуев С.В., Шубович А.А.

Архитектура отказоустойчивого запоминающего устройства для бортовых систем управления космическими аппаратами

Солдаткин В.М.

Особенности построения и анализ эффективности комплексной системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока

Технология авиационного производства

Васильев Б.Е., Семенов А.В., Сальников А.В., Бортников А.Д.

Учет влияния возможных отклонений размеров в пределах технологических допусков на величины собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в процессе ее отстройки от опасных резонансов

*Данилаев М.П., Богослов Е.А., Дорогов Н.В.,
Клабуков М.А., Бобина Е.А.*

Эффективность пассивных противообледенительных кремний-органических покрытий

Иванов В.К.

К решению основной задачи управления мелкосерийным машиностроительным производством

Лютов А.Г., Рябов Ю.В., Ахьяруллин Н.И., Давлетшин Л.И.

Графовое моделирование данных сборочного процесса узлов газотурбинных двигателей в условиях цифровой трансформации производства

Семешко М.А., Алексеев К.А., Закиров И.М., Марковцев В.А.

Определение геометрических характеристик складчатого заполнителя на основе плоскогранного элементарного модуля с переносной симметрией с учетом толщины материала

Юсупов Ж.А.

Анализ точности технологической настройки многофункциональных станков с числовым программным управлением

ТЕХНИЧЕСКИЕ ЗАМЕТКИ

Авиационная техника

*Масленникова Г.Е., Арепов К.А., Тажетдинов Р.Р.,
Никонов В.В., Спрысков В.Б.*

Исследование причин изменения характеристик набора высоты самолетов Ил-96-300

Проектирование и доводка авиационных и ракетных двигателей

Григорьев В.А., Загребельный А.О.

Устойчивость решений при выборе значений параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя в системе вертолета на этапе начального проектирования

Теория авиационных и ракетных двигателей

Ремизов А.Е., Вятков В.В., Осокина Е.С., Харченко Р.В.

К вопросу решения задачи оптимизации проточной части турбины газогенератора малой размерности

Технология авиационного производства

Шуваев В.Г., Непомилуев В.В., Рыкунов А.Н., Семенов А.Н.

Обеспечение качества сборки резьбовых соединений газотурбинных двигателей с помощью ультразвукового воздействия по критерию заданной прочности

Журнал «Известия вузов. Авиационная техника» включен в утвержденный ВАК Перечень ведущих рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Aircraft Instruments and Instrumentation Computer Complexes

87 *Moskalenko N.I., Misbakhov R.Sh., Dodov I.R.,
Khamidullina M.S., and Kuvshinov N.E.*

Numerical Simulation of Air Carrier Radiation Transfer in the Atmosphere

95 *Ryabtsev V.G., Volobuev S.V., and Shubovich A.A.*

Fault-Tolerant Architecture of Storage Device for On-Board Spacecraft Control Systems

101 *Soldatkin V.M.*

Design Features and Efficiency Analysis of the Aircraft Complex Air Data System with a Fixed Flush-Mounted Flow Receiver

Aircraft Production Technologies

108 *Vasil'ev B.E., Semenov A.V., Sal'nikov A.V., and Bortnikov A.D.*

Accounting for Geometric Scatter within Manufacturing Tolerances on the Natural Frequency Values of Compressor Rotor Blade during Its Detuning from Dangerous Resonances

115 *Danilaev M.P., Bogoslov E.A., Dorogov N.V.,
Klabukov M.A., and Bobina E.A.*

Icing Intensity of Passive Silicone Anti-Icing Coatings

120 *Ivanov V.K.*

Ways to Manage Small-Scale Machine-Building Production

124 *Lyutov A.G., Ryabov Yu.V., Akh'yarullin N.I.,
and Davletshin L.I.*

Graph Modeling of Data for Assembly Process of GTE Units in Conditions of Production Digitalization

130 *Semeshko M.A., Alekseev K.A., Zakirov I.M., and Markovtsev V.A.*

Determination of the Folded Core Geometric Characteristics Based on a Flat-Faceted Elementary Module with a Portable Symmetry, Considering the Material Thickness

135 *Yusupov Zh.A.*

Analysis of Process Setting Accuracy for Multifunctional CNC-Machines

TECHNICAL NOTES

Aircraft Equipment

140 *Maslennikova G.E., Arep'ev K.A., Tazhetdinov R.R.,
Nikonov V.V., and Spryskov V.B.*

Changes in the Cruise Climb Performance of Il-96-300 Aircraft

Aircraft and Rocket Engine Design and Development

145 *Grigor'ev V.A. and Zagreb'nyi A.O.*

Stability of Decisions when Choosing the Operating Parameters Values of the Gas Turbine Engine in the Helicopter System at the Initial Design Stage

Aircraft and Rocket Engine Theory

149 *Remizov A.E., Vyatkov V.V., Osokina E.S., and Kharchenko R.V.*

To Solution of the Optimization Problem for the Small Dimension Engine Core Turbine Flow Path

Aircraft Production Technologies

153 *Shuvaev V.G., Nepomiluev V.V., Rykunov A.N.,
and Semenov A.N.*

Quality Assurance of Assembling of GTE Threaded Joints by Ultrasonic Treatment upon the Required Strength Criterion

Численное моделирование переноса излучения аэроносителей в атмосфере

Н.И. МОСКАЛЕНКО,

д-р физ.-мат. наук,

Р.Ш. МИСБАХОВ,

канд. техн. наук,

И.Р. ДОДОВ,

аспирант,

М.С. ХАМИДУЛЛИНА,

аспирант,

Н.Е. КУВШИНОВ,

аспирант

(КГЭУ, Казань)

utisey@gmail.com

Рассматривается перенос селективного излучения факелов и следов аэроносителей с учетом острой селекции спектров излучения и спектров поглощения излучения атмосферой. Численное моделирование переноса излучения позволяет выявить эффекты просветления среды или усиление поглощения излучения ею в зависимости от температурного поля и химического состава селективных источников излучения, создаваемых аэроносителями в атмосфере. Отмечается эффект влияния температурного смещения центров спектральных линий при высоких температурах факела аэроносителей на перенос их излучения в атмосфере.

Перенос излучения, радиационный теплообмен, аэроносители, равновесное и неравновесное излучение, параметры спектральных линий

В настоящей работе рассматривается разработка и применение методов численного моделирования (МЧМ) переноса селективного излучения аэроносителей в атмосфере с учетом острой селекции спектров источников излучения (факелов и следов аэроносителей) и спектров поглощения излучения атмосферой. Основное внимание уделяется изучению функции спектрального пропускания (ФСП) как основной характеристики, определяющей радиационный теплообмен в сложной системе «атмосфера со встроенной селективно излучающей средой». ФСП атмосферы для селективных источников излучения зависит от состава излучателей и их структурных характеристик.

Решение задач переноса излучения МЧМ требует знания параметров спектральных линий поглощения (СЛП) оптически активных ингредиентов источников излучения и среды распространения излучения и позволяет выявить эффекты просветления среды или усиление ею поглощения излучения в зависимости от температурного поля источников излучения. Как показано в работах [1–5], для высокотемпературных источников излучения эффект просветления атмосферы обусловлен температурным самообращением спектральных линий излучения в структурно-неоднородных средах и смещением их центров при высоких температурах [6].

Отметим, что эффекты острой селекции спектров излучения необходимо учитывать в средах как с равновесными, так и неравновесными источниками излучения. В присутствии дисперсной фазы в источниках излучения острую селекцию имеет оптический параметр среды – вероятность выживания кванта как оптической характеристики неоднородного двухфазного источника излучения.

Массив параметров СЛП, необходимый для выполнения моделирования переноса излучения, готовился с учетом возможных приложений к высокотемпературным средам. Дадим характеристику использования массивов параметров СЛП.

Для наиболее важного компонента – водяного пара – использованы массивы центров и интенсивности СЛП, вычисленные [7, 8] с учетом влияния взаимосвязи колебательных и вращательных движений и резонансных эффектов. Полуширины спектральных линий вычислены для температур 200, 300, 800, 1500, 3000 К для столкновений молекул H_2O-N_2 и H_2O-H_2O . Для углекислого газа подготовлен массив 200000 спектральных линий [7, 9], вычисленных с учетом влияния взаимодействия Кориолиса, резонанса Ферми, центробежного взаимодействия на центры интенсивности СЛП. Полуширины линий CO_2 взяты на основе данных измерений для столкновения молекул CO_2-CO_2 , CO_2-N_2 [9]. Для CO , NO , HCl включены параметры СЛП, вычисленные с учетом колебательно-вращательных взаимодействий в окрестности основных полос и первого обертона. При этом учтены переходы с первых десяти возбужденных колебательных состояний. Интенсивности СЛП CO и NO вычислены в приближении жесткого волчка [10]. Для молекул HCl^{35} , HCl^{37} , HF при вычислении интенсивности СЛП учтено влияние колебательно-вращательных взаимодействий. Зависимости полуширин СЛП от вращательного квантового числа для NO , CO , HCl , HF , O_2 взяты из экспериментальных данных. В работах [8, 11] подготовлена база данных по параметрам СЛП для многих газовых

компонентов, входящих в состав атмосферы, и продуктов сгорания энергетических и авиационных топлив, которые возможно использовать для моделирования переноса излучения аэроносителей в атмосфере.

Расчет ФСП

Сведения о ФСП необходимы при решении любой задачи переноса излучения и поглощения излучения в атмосфере. Однако ФСП атмосферы для неселективных и селективных источников излучения значительно отличаются [1, 2, 4, 5, 12]. При этом ФСП атмосферы сильно зависят от структурных характеристик источников излучения и их химического состава. Для неселективных источников излучения ФСП атмосферы хорошо изучены, и издан атлас спектров прозрачности по произвольно ориентированным трассам атмосферы [3].

Для неселективного излучения корпуса аэроносителей разработаны однопараметрический и двухпараметрический методы эквивалентной массы для расчетов ФСП $\tau_{\Delta\nu}$ в многокомпонентной структурно-неоднородной среде распространения излучения:

$$\tau_{\Delta\nu} = \prod_i \tau_{i\Delta\nu}[L(T)], \quad (1)$$

где i – номер газового или аэрозольного ингредиента атмосферы; Δ – спектральное разрешение; L – оптический путь в среде; T – температура. Произведение в соотношении (1) берется по всем ингредиентам i среды. Параметризация ФСП $\tau_{i\Delta\nu}$ выполняется по двухпараметрическому методу эквивалентной массы, согласно которому

$$\left(\frac{1}{\ln \tau_{i\Delta\nu}}\right)^2 = \left(\frac{1}{\ln \tau'_{i\Delta\nu}}\right)^2 + \left(\frac{1}{\ln \tau''_{i\Delta\nu}}\right)^2 + \frac{M_i}{(\ln \tau'_{i\Delta\nu})(\ln \tau''_{i\Delta\nu})}, \quad (2)$$

где

$$|\ln \tau'_{i\Delta\nu}| = \int_L k_{iv} [L(T)] \rho_i(L) dL; \quad (3)$$

$$|\ln \tau''_{i\Delta\nu}| = \left\{ \beta_{iv}^{1/m_i}(T) \rho_i [L(T)] P_{is}^{n_i/m_i}(L) dL \right\}^{m_i}; \quad (4)$$

$$|\ln \tau_{i\Delta\nu}| = \sum_i |\ln \tau'_{i\Delta\nu} [L(T)]|; \quad (5)$$

$$\tau_{\Delta\nu} = \exp \left[- \sum_i |\ln \tau_{i\Delta\nu} [L(T)]| \right]; \quad (6)$$

$$P_{is}^i(L) = P_{N_2} + \sum_k B_{ik} [L(T)] P_k(L). \quad (7)$$

Здесь: $\rho_i(L)$ – концентрация оптически активного ингредиента i на оптическом пути L ; $P_{is}(L)$ – эффективное давление для оптически активного ингредиента i на оптическом пути L ; B_{ik} – фактор уширения спектральных линий для столкновений молекул $i-k$; T – температура; $\beta_{iv}^{1/m_i}(T)$, m_i , n_i – параметры ФСП $\tau_{i\Delta\nu}$ в аппроксимациях слабого и сильного поглощения; M_i – параметр, определяющий скорость перехода ФСП от аппроксимации слабого поглощения к аппроксимации сильного поглощения. Параметры $k_{iv}(T)$, $\beta_{iv}(T)$, m_i , n_i , M_i , B_{ik} определены по данным экспериментальных исследований [3]. Для континуального поглощения излучения крыльями СЛП и индуцированного давлением поглощения $m = n = 1$, $M = -1$. Для условий смазанной вращательной структуры спектра $m = 1$, $n = 0$, $M = -1$. Для различных газовых ингредиентов i $M_i \in \{0, -1\}$.

В СССР впервые были выполнены экспериментальные исследования прохождения излучения горячих газов через холодные газовые среды, имитирующие атмосферу, и выявлены эффекты усиления поглощения излучения атмосферой для низкотемпературных источников селективного излучения с температурами $T \leq 1200$ К. В дальнейшем результаты этих исследований были подтверждены численным моделированием в работах [1, 4]. Создание высокотемпературных атласов параметров СЛП оптически активных компонентов газовой фазы продуктов сгорания и методов моделирования структурных характеристик химического состава атмосферных выбросов ракетных и турбореактивных двигателей [12–16] обеспечивает

возможность выполнения расчетов ФСП атмосферы для селективных источников излучения аэроносителей. ФСП для неоднородной по давлению и температуре атмосферы можно рассчитать по формуле

$$\tau_{\Delta\nu} = \frac{1}{\Delta\nu} \int_{\Delta} d\nu \tau_{\nu} \left[P_j(\bar{L}), T(\bar{L}), \bar{L} \right], \quad (8)$$

где $\tau_{\nu} \left[P_j(\bar{L}), T(\bar{L}), \bar{L} \right]$ – ФСП для монохроматического излучения:

$$\tau_{\nu} \left[P_j(\bar{L}), T(\bar{L}), \bar{L} \right] = \exp \left[- \left\{ \int_L d\bar{L} \sum_{ij} S_{ij} \int_{\bar{L}} \left\{ T(\bar{L}), b_{ij} \left[P_j(\bar{L}), T(\bar{L}), \nu_{ij}, \nu \right] \right\} \rho_j(\bar{L}) \right\} \right]. \quad (9)$$

В формулах (8), (9) ν – волновое число; Δ – ширина спектрального интервала; \bar{L} – геометрический путь в среде; T – температура; P_j , ρ_j – парциальное давление и концентрация j -го компонента; S_{ij} , b_{ij} , ν_{ij} – интенсивность, контур и центр i -й линии j -го компонента. Параметры СЛП зависят от температуры, полного давления и химического состава среды распространения излучения.

Для контура спектральных линий b_{ij} использованы несколько модификаций его формы. Для лоренцевской формы в газовой смеси

$$b_{ij} = \sum_{k=1}^N a_{ijk}(T) P_k \left/ (v - \nu_{ij})^2 + \left(\sum_{k=1}^N a_{ijk}(T) P_k \right)^2 \right., \quad (10)$$

где $a_{ijk}(T)$ – полуширина СЛП для случая столкновения молекул j - k . Суммирование выполняется по числу компонентов газовой среды N .

Известно, что лоренцевский контур для линии выполняется только вблизи ее центра. Этот факт подтвержден экспериментально для CO_2 , CO , N_2O , поэтому в программах расчета была предусмотрена процедура вычисления коэффициентов поглощения с эмпирической формой контура [17–19]:

$$\begin{cases} b_{ij}(\nu) = b_{ij}(\nu) b_{ij}'(\nu); \\ b_{ij}'(\nu) = (\nu - \nu_{ij})^{-\chi_{ij}} \exp \left[-a_{ij} |\nu - \nu_{ij}| - d_{ij} \right]^{c_{ij}}, \end{cases} \quad (11)$$

где χ_{ij} , a_{ij} , d_{ij} , c_{ij} – экспериментально определенные параметры.

Для расчета ФСП при давлениях $P < 10000$ Па использован контур Фойгта для линии с ее аналитическими аппроксимациями и поправкой (11) для крыльев линий.

Полуширины СЛП для столкновений молекул H_2O – N_2 вычисляются интерполяциями по значениям полуширин α_i при фиксированных температурах. Для других компонентов принята температурная зависимость:

$$\alpha_i(T) = \alpha_i(T_0) \left(\frac{T}{T_0} \right)^m, \quad (12)$$

где T_0 – температура исходных полуширин $n_1 = 0,5$ (для столкновений поглощающих излучение молекул N_2 , O_2 , H_2) и $n_1 = 0,7$ (для столкновений оптически активных молекул CO_2 – CO_2 , CO_2 – H_2O , HCl – CO_2 и т.д.).

Температурная зависимость интенсивностей СЛП вычисляется по формуле

$$S_{ij}(T) = S_{ij}(T_0) \frac{Q_{\nu j}(T_0) Q_{rj}(T_0)}{Q_{\nu j}(T) Q_{rj}(T)} \exp \left[\frac{E_{ij}'' (T - T_0)}{kT - T_0 T} \right], \quad (13)$$

где Q_{rj} , $Q_{\nu j}$ – вращательная и колебательная статистические суммы для j -го компонента; E_{ij}'' – энергия нижнего состояния, переходом с которого обусловлена линия; k – постоянная Больцмана. Для невысоких температур, реализующихся в атмосферах,

$$\frac{Q_{rj}(T_0)}{Q_{rj}(T)} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{n_2}, \quad (14)$$

где $n_2 = 1$ для CO_2 , NO_2 , CO , NO , HCl , HF , O_2 ; $n_2 = 1,5$ для H_2O , O_3 , CH_4 , NH_3 , SO_2 , NO_2 .

ФСП для произвольной нормированной аппаратной функции $\delta(v - v')$ определяется по формуле

$$\tau_{\delta v} = \int_{\delta} d v' \tau_v \delta(v - v'), \quad (15)$$

где интегрирование распространено на область волновых чисел δ , в пределах которых аппаратная функция отлична от нуля. Аппаратная функция $\delta(v - v')$ вводится в ЭВМ в численной форме.

Кроме этого, в программе вычисления $\tau_{\Delta v, \delta v}$ предусмотрена возможность двумерной интерполяции коэффициентов поглощения

$$k_{vj} = \sum_{i=1}^{N_j} S_{ij} \left(T(\bar{L}) \right) b_{ij} \left[P_j(\bar{L}), T(\bar{L}), v_{ij}, v \right] \quad (16)$$

в зависимости от температуры и давления P_j в среде. Соотношение (16) позволяет выбирать элемент интегрирования $d\bar{L}$ с более мелким разбиением по сравнению с опорными значениями k_{vj} .

Схема расчетов коэффициентов поглощения

Перед выполнением расчетов коэффициентов поглощения (КП) проводится пересчет интенсивностей линий на интересующую температуру T , и массив параметров СЛП подвергается фильтрации с целью сокращения числа линий и времени вычисления ФСП. Фильтрация выполняется по соотношению в интенсивностях линий относительно наиболее сильной линии поглощения в узких интервалах спектра $\Delta v = 5 \div 10 \text{ см}^{-1}$. Размерность использованного массива линий зависит от температуры и давления смеси газов.

Вычисление ФСП методом прямого расчета на ЭВМ очень трудоемко, особенно для неоднородных по температуре и давлению трасс, поэтому важно реализовать экономичную программу вычислений КП.

Перед выполнением расчета КП для j -го компонента заготавливаются величины $A_{\delta_k'} = \sum_{i=1}^{N_{\delta_k'}} S_{ij} \alpha_{ij}$ и $A_{\delta_k''} = \sum_{i=1}^{N_{\delta_k''}} S_{ij} \alpha_{ij}$ в участках шириной δ' и δ'' . КП вычисляются одновременно в зонах шириной 50 см^{-1} .

В настоящей работе реализована следующая схема вычислений КП. Выбранная точка спектра, в которой вычисляются КП, окружается окрестностью $2\delta'$, в пределах которой вклад СЛП в КП вычисляется точно. Для всех других СЛП их вклад k'_{vj} в k_{vj} учитывается приближенно. При этом k'_{vj} в равностоящих на $\delta''/2$ точках вычисляются по формуле

$$k'_{vj} = \sum_{i=1}^{N_{t'\delta' \pm t''\delta''}} S_{ij} \alpha_{ij} / D_{ij} + \sum_{i=1}^{N_{\delta' \pm 2t''(k-1)}} A_{\delta_{kj}'} / D_{\delta_k'} + \sum_{i=1}^{N_{\delta'' \pm 2t''}} A_{\delta_{kj}''} / D_{\delta_k''}, \quad (17)$$

где $N_{t'\delta' \pm t''\delta''}$ – число линий вне интервала $2\delta''$, окруженного окрестностью $t''\delta''$; $N_{\delta'}, N_{\delta''}$ – число спектральных интервалов шириной δ' и δ'' , соответственно δ'' кратно δ' , $t''\delta''$ кратно δ'' :

$$D_{\delta_k'} = (v - v_{\delta_k'})^2 b_j'(v - v_{\delta_k'}), \quad D_{\delta_k''} = (v - v_{\delta_k''})^2 b_j(v - v_{\delta_k''}), \\ D_{ij} = (v - v_{ij})^2 b_j(v - v_{ij}), \quad (18)$$

где $v_{\delta_k'}$, $v_{\delta_k''}$ – центры спектральных интервалов δ_k' , δ_k'' . При вычислении k'_{vj} во всех других точках спектра используется интерполяционная процедура.

МЧМ переноса излучения в структурно-неоднородных средах использует интегрально-дифференциальные решения [1, 2, 4, 5, 7] в алгоритмах ФСП, в которых интенсивности излучения вычисляются в монохроматическом приближении и далее интегрируются по спектру волнового числа для получения решения в интегральной форме. ФСП, полученные МЧМ тонкой структуры спектра, могут использоваться для обоснования приближенных методов расчета ФСП и их параметризации. Алгоритмы ре-

шения уравнения переноса излучения разработаны как для равновесных, так и неравновесных процессов излучения, для локально термодинамически равновесных состояний среды и для нестационарных состояний, когда структурные характеристики среды испытывают временные вариации. В связи с огромным объемом вычислений при решении задач переноса излучения в структурно-неоднородных средах с применением МЧМ целесообразно полученные решения представлять в виде «плавающих библиотек» по сетке варьируемых характеристик (например, по вероятности выживания кванта, температуре, давлению), с тем чтобы при интегрировании по спектру волновых чисел выбирать уже готовые решения из базы «плавающих библиотек» применением интерполяционных процедур по сетке готовых решений. Применение такой процедуры позволяет многократно сократить затраты машинного времени на выполнение расчетов при решении задач сложного радиационного теплообмена МЧМ [1, 2, 5, 7] в метеорологии, климатологии, энергетике, при прогнозировании сильных антропогенных и природных воздействий на окружающую среду.

Эффекты острой селекции спектров излучения и поглощения излучения в структурно-неоднородных средах

Проявление эффектов острой селекции спектров излучения и поглощения излучения в зависимости от структуры источников селективного излучения и среды распространения излучения может отличаться от эффектов усиления поглощения излучения средой до просветления среды распространения селективного излучения.

Развитие авиационной и ракетной техники [13], космических аппаратов и систем мониторинга земной атмосферы и подстилающей поверхности; лесные и техногенные пожары; объекты энергетики требуют изучения проявления эффектов селективности излучения на его перенос в структурно-неоднородных (гетерогенных) средах и радиационный теплообмен. Температура продуктов сгорания в камере сгорания ракетных двигателей может достичь 4500 К, а температура ядра факела ракетносителя в атмосфере – 2500 К [13]. Снижение температуры в факеле обусловлено расширением объема на срезе сопла. В факеле может происходить процесс догорания топлива, что приводит к повышению температуры факела по мере удаления сечения факела от среза сопла ракетносителя (рис. 1, кривые 1–5) до максимальной температуры на его оси. Кривые 6, 7 отвечают сечениям хвостовой части факела. Значительные различия зависимостей ФСП для однородных и неоднородных селективных излучателей τ_c от ФСП τ_n для неселективного излучения показаны на рис. 2.

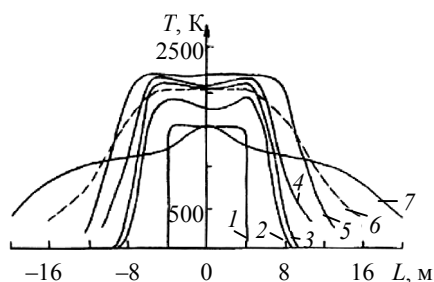


Рис. 1. Температурные профили излучателей 1–7 по сечениям факела

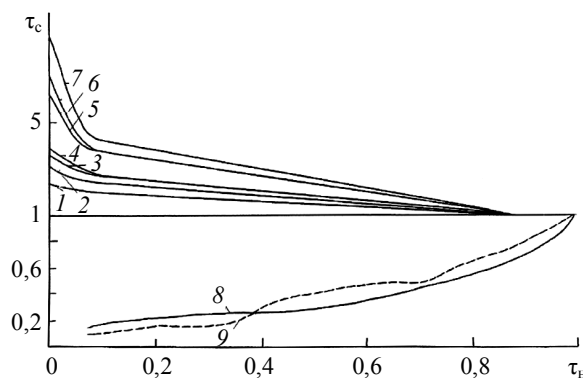


Рис. 2. Результат сравнения ФСП для селективного τ_c и неселективного τ_n излучений от изотермического (кривые 8, 9) и неизотермического (кривые 1–7) излучателей участка спектра 3560...3600 см^{-1}

В высокотемпературных средах особенно важно выбрать оптимальную схему выполнения расчета спектральной яркости селективных источников излучения. Пространственная структура излучателя выбрана в полярной системе координат, когда ось ракетносителя задается относительно уровня горизонта, а поле температуры и ингредиентный состав продуктов сгорания представляются в виде вложенных в пограничный объем селективного источника излучения изотермических поверхностей постоянной температуры с определенной сеткой по объему. Расчеты монохроматических коэффициентов поглощения выполняются на изотермических поверхностях источника излучения и представляются в виде «плаваю-

щей библиотеки» в оперативной памяти компьютера в участках спектра $\Delta\nu = 50 \text{ см}^{-1}$. Спектральная яркость излучения вычисляется одновременно по всем направлениям наблюдения селективного излучателя, в котором элементы интегрирования dL по оптическому пути L зависят от направления наблюдения (рис. 3). При расчетах скорости радиационного выхолаживания телесный угол наблюдения источника излучения зависит от расстояния до источника излучения и зенитного и азимутального углов наблюдения. Геометрическая схема расчета спектральной яркости струи в атмосфере при различных направлениях наблюдения показана на рис. 3, где TETFIX – диапазон углов наблюдения.

Ось z направлена по срезу сопла, ось y – по оси ракетносителя; $C_1 \dots C_7$, $G_1 \dots G_7$, $A_1 \dots A_7$, $B_1 \dots B_7$ – различные направления и расстояния L до ракетносителя; $A^1 \dots A^2$ – диапазон зенитных углов сканирования; $A_1 \dots A_4$ – сечение, перпендикулярное оси ракетносителя; $A_1 \dots A_3$ – сечение под углом к оси ракетносителя.

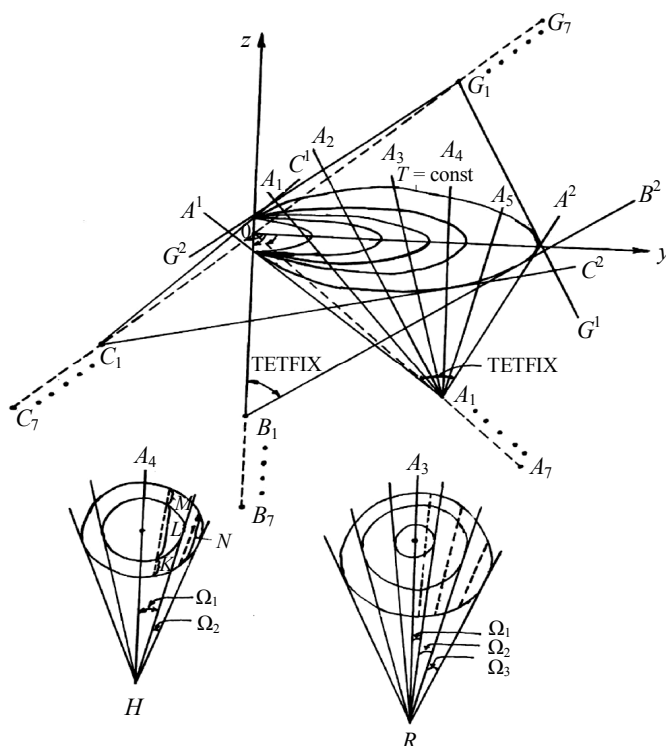


Рис. 3. Геометрическая схема расчета спектральной яркости струи в атмосфере при различных направлениях наблюдения (H – распределение температуры в плоскости нормального к оси факела сечения; R – распределение температуры в плоскости наклонного к оси факела сечения)

Из рис. 3 видно, что элементарные длины пути dL зависят от направления наблюдения, зенитного и азимутального углов сканирования селективного излучателя. Для вычисления скорости радиационного нагревания атмосферы необходимо выполнить расчет интегрального потока излучения в пределах телесного угла TETFIX, который зависит от расстояния L до среза сопла в атмосфере и направления наблюдения. Для радиационных систем пеленгации и наблюдения регистрируемый сигнал определяется полем зрения их оптической системы $\Delta\Omega$. Поток излучения в атмосфере $F(\Delta\Omega\bar{L})$ можно выразить через ФСП $\tau_c(\bar{L})$ атмосферы и поток излучения $F(\Delta\Omega)$ на внешней границе источника селективного излучения, так что $F(\Delta\Omega\bar{L}) = F(\Delta\Omega)\tau_c(\bar{L})$, где $\tau_c(\bar{L}) = \tau_n(\bar{L})\eta(\bar{L})$, $\eta(\bar{L})$ – коэффициент селективности; $\tau_n(\bar{L})$ – ФСП для неселективного источника излучения, $\eta(\bar{L}) = \tau_c(\bar{L})/\tau_n(\bar{L})$.

На рис. 1, 2 показаны результаты вычислений $\eta(\bar{L})$ для факела ракетносителя, функционирующего на криогенном органическом топливе (авиационный керосин – кислород).

Температурные профили $T(L)$ 1–7 излучателя (водяного пара при $P_{H_2O} = 20000 \text{ Па}$) соответствуют кривым 1–7. Оптическая толщина однородного излучателя для экспериментальной 9 и расчетной 8 кривых составляет 0,1; $T = 800 \text{ К}$. Приземный слой атмосферы с $P_{H_2O} = 1000 \text{ Па}$. Значительное влияние эф-

эффектов селективности на радиационный теплообмен и перенос излучения в атмосфере, возмущенной сильными антропогенными воздействиями, следует из результатов исследований [1–4]. Ранее был выявлен механизм температурного самообращения спектральных линий, приводящий к эффекту просветления атмосферы для неизотермических селективных источников излучения. В 1987 г. в НПО «ГИПО» (Казань) были проведены эксперименты с регистрацией переноса излучения для оптически тонких селективных излучателей с высоким спектральным разрешением, которые неожиданно показали наличие эффекта просветления атмосферы для ряда спектральных диапазонов излучения высокотемпературного водяного пара (эффект просветления для оптически тонких излучателей по механизму температурного самообращения СЛП не должен проявляться). Лишь экспериментальные исследования спектров высокого разрешения водяного пара [6, 12] выявили эффект температурного смещения центров спектральных линий, который объясняет просветление атмосферы, в том числе и для однородных селективных излучателей, включающих легкие молекулы (например, паров H_2O , CH_4 , NH_3 и др.).

Структурные характеристики селективных источников излучения I–VI (рис. 4) представлены на рис. 5.

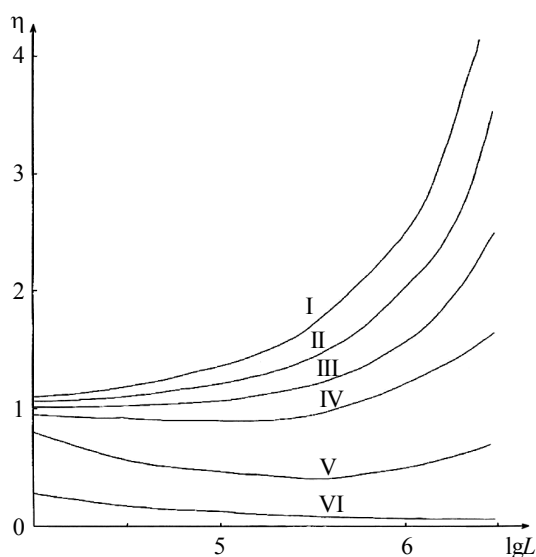


Рис. 4. Зависимость коэффициента селективности $\eta(\bar{L})$ от длины трассы в поглощающей атмосфере в участке спектра $3550 \dots 3600 \text{ см}^{-1}$

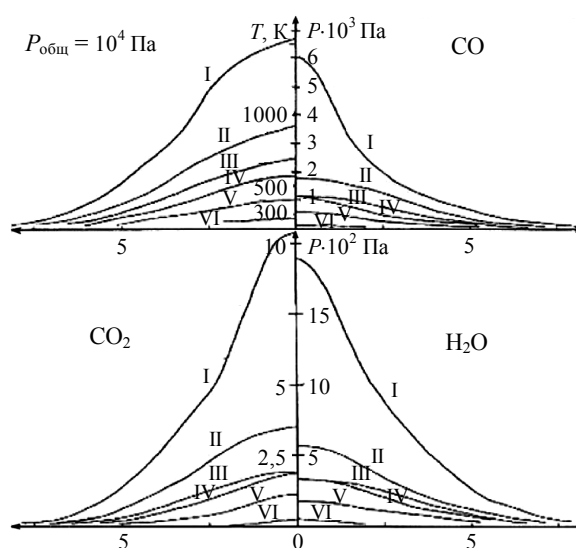


Рис. 5. Структурные характеристики источников излучения (I–VI)

Таким образом, рассмотрены схемы численного оперативного моделирования переноса излучения при решении задач сложного радиационного теплообмена, включающие встроенные в атмосферу селективные источники излучения. Показано, что ФСП атмосферы для селективных источников излучения могут значительно отличаться от ФСП для неселективных источников излучения и в зависимости от поля температуры могут создавать как усиление поглощения излучения (для температуры ниже 1200 К), так и эффект просветления атмосферы для высокотемпературных неоднородных селективных излучателей (факелы аэроносителей, пиротехнические системы, плазменные источники). Данные численного моделирования подтверждены результатами лабораторных измерений на модельных атмосферных трассах и объясняются острой селекцией спектров излучения и поглощения излучения атмосферой.

Эффект усиления поглощения атмосферой низкотемпературных источников излучения наиболее интенсивно проявляется для оптически тонких излучателей и значительно влияет на радиационный теплообмен в условиях дробного горения топлива, усиливая радиационное выхолаживание продуктов сгорания и нагревание близлежащих слоев атмосферы.

Наблюдаемые эффекты просветления атмосферы для высокотемпературных селективных излучателей обусловлены механизмами температурного самообращения и смещения центров спектральных линий. Учет острой селективности спектров излучения в камерах сгорания энергетических установок приводит к усилению радиационного выхолаживания высокотемпературных реакционных зон и росту интегрального потока излучения на тепловоспринимающие поверхности камеры сгорания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Москаленко Н.И., Якупова Ф.С. Решение задач переноса излучения методом численного моделирования на ЭВМ // Тез. докл. 4-го Всесоюз. совещания по молекулярной спектроскопии высокого и сверхвысокого разрешения. Томск: Ин-т оптики и атмосферы, 1978. С. 178–182.
2. Москаленко Н.И. и др. Численное моделирование сложного радиационного теплообмена // Изв. вузов. Проблемы энергетики. 2015. № 1–2. С. 33–43.
3. Москаленко Н.И., Мирумянц С.О. Атлас спектров прозрачности по произвольно ориентированным трассам атмосферы. М.: ЦИНИИ и ТЭИ, 1979. 494 с.
4. Москаленко Н.И., Локтев Н.Ф. Методы моделирования переноса селективного излучения в структурно-неоднородных средах // Тепловые процессы в технике. 2009. № 10. С. 432–435.
5. Москаленко Н.И., Родионов Л.В., Якупова Ф.С. Моделирование переноса излучения факелов различного типа носителей // Вопросы специального машиностроения. 1984. Вып. 2. Сер. 1. С. 54–58.
6. Москаленко Н.И., Ильин Ю.А., Садыкова М.С. Исследование спектров эмиссии и поглощения излучения водяным паром // Изв. вузов. Физика. 2014. № 9. С. 3–8.
7. Москаленко Н.И., Чесноков С.В. Тонкая параметризация радиационных характеристик газовых компонентов продуктов сгорания углеводородных топлив // Проблемы энергетики. 2002. № 1–2. С. 10–19.
8. Rothman L.S. et al. The HITRAN 2012 Molecular Spectroscopic Database // Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer. 2013. Vol. 130. P. 4–50.
9. Москаленко Н.И., Зотов О.В. Новые экспериментальные исследования и уточнение функции спектрального пропускания CO₂: параметры линий // Изв. АН СССР. Физика атмосферы и океана. 1977. Т. 13. № 5. С. 488–498.
10. Каюмова Г.В., Москаленко Н.И., Паржун С.Н. Атлас параметров спектральных линий и поглощения излучения атмосферных CO, NO, HCl // Тез. докл. 5-го Всесоюз. симпозиума по распространению лазерного излучения в атмосфере. Томск: Ин-т оптики и атмосферы, 1979. Ч. 3. С. 182–186.
11. Alberti M. et al. Validation of HITEMP-2010 for Carbon Dioxide and Water Vapor at High Temperatures and Atmospheric Pressures in 450–7600 cm⁻¹ Spectral Range // Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer. 2015. Vol. 157. P. 14–33.
12. Алемасов В.Е. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. М.: ВИНТИ, 1972. 490 с.
13. Алемасов В.Е. и др. Математическое моделирование высокотемпературных процессов в энергосиловых установках. М.: Наука, 1989. 254 с.
14. Цатиашвили В.В. Влияние скорости смещения реагентов в диффузионном пламени на эмиссию оксидов азота // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. № 1. С. 38–43.
15. Гортышов Ю.Ф. и др. Влияние добавок водорода в топливо на характеристики газопоршневого двигателя при изменении угла опережения зажигания // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 73–74.
16. Гуреев В.М. и др. Технологические возможности повышения эффективности энергоустановок на базе газотурбинного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. № 2. С. 57–60.
17. Москаленко Н.И. и др. Измерительный комплекс для исследований спектров поглощения газовых сред при высоких давлениях // Журнал прикладной спектроскопии. 2016. № 3. С. 457–461.
18. Москаленко Н.И. и др. Излучательные характеристики водород-кислородного пламени // Журнал прикладной спектроскопии. 2010. № 3. С. 407–415.
19. Москаленко Н.И. и др. Определение ингредиентного состава атмосферных выбросов продуктов сгорания турбореактивного двигателя методом тонкоструктурной спектроскопии // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 116–121.

Поступила в редакцию 18.05.18

После доработки 19.11.18

Принята к публикации 19.11.18

Numerical Simulation of Air Carrier Radiation Transfer in the Atmosphere

N.I. MOSKALENKO, R.SH. MISBAKHOV, I.R. DODOV,
M.S. KHAMIDULLINA, AND N.E. KUVSHINOV

The transfer of selective radiation from exhaust flames and traces of air carriers is considered taking into account an acute selection of emission spectra and emission absorption spectra by the atmosphere. Numerical simulation of radiation transfer reveals the effects of medium clarification or enhancement of radiation absorption by it, depending on the temperature field and chemical composition of selective radiation sources created by airborne materials in the atmosphere. The effect of the temperature shift of the centers of spectral lines at high temperatures of the air carrier flame on the transfer of their radiation in the atmosphere is noted.

Radiation transfer, radiative heat transfer, air carriers, equilibrium and non-equilibrium radiation, parameters of spectral lines