

# 飞机发动机排气系统红外辐射强度数值仿真

未军光,杨青真,李岳锋

(西北工业大学能源与动力学院,陕西 西安 710072)

**摘要:**针对发动机排气系统的红外辐射特性的研究,以飞机发动机排气系统流场数值计算数据为基础,考虑燃气主要成分 $H_2O$ 、 $CO_2$ 的吸收和发射影响,利用离散传递法求解非均匀介质中辐射传输方程,对喷管热空腔辐射、喷气流辐射和热空腔-喷气流组合辐射在 $2.667 \sim 5\mu m$ 波长范围内的红外辐射强度进行数值仿真,计算所得的红外辐射强度与实测结果一致,并证明采用的计算方法和开发的计算程序的正确性,具有工程应用价值。

**关键词:**发动机排气系统;离散传递法;红外辐射强度

**中图分类号:**V231.1;O434.31 **文献标识码:**A

## Numerical Simulation of Infrared Radiation for Aeroengine Exhaust System

WEI Jun - guang, YANG Qing - zhen, LI Yue - feng

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shanxi 710072, China)

**ABSTRACT:** According to the study on the infrared radiation characteristics of the aero - engine exhaust system, based on the calculating data of flow field of the aero - engine exhaust system, taking the principal parts of the engine's gas,  $H_2O$  and  $CO_2$ , into account, using the discrete transfer method to solve radiative transfer equation with inhomogeneous medium. The numerical simulation of infrared radiant intensity in the wavelength range of  $2.667 \sim 5\mu m$  from hot nozzle cavity, jet stream and cavity - jet stream has been conducted. The calculated infrared intensity agrees with the result of the experiment. And the proposed method and the autonomous development compute program are consistent. The computational method and the code are valuable in engineering application.

**KEYWORDS:** Aero - engine exhaust system; Discrete transfer method; Infrared radiant intensity

### 1 引言

飞机排气系统是飞机尾向主要的红外辐射源,也是红外制导武器探测、追踪的主要目标。目前,国外在飞机排气系统红外辐射特性研究方面的理论、技术和方法都比较成熟,并开发出红外辐射特性计算软件,如SCOPIO - N<sup>[1]</sup>, SMIR<sup>[2]</sup>等对飞机排气系统的红外辐射特性进行了较详细的数学建模和数值计算研究,并有实验数据进行对比。国内从上世纪90年代开始,在红外辐射特性数值计算研究方面也取得较大的发展,主要采用的计算方法有:区域法、热流法、离散坐标法蒙特卡罗法、离散传递法等<sup>[3]</sup>,这些计算方法各有优缺点。区域法对无散射辐射传输问题计算精度较高,但对于复杂几何形状积分困难,需要计算机内存大,处理非均匀介质的辐射传输困难。热流法不适用于含强各向异性散射的辐

射问题。离散坐标法可以方便地处理各向异性散射项,但低阶离散坐标法计算误差大,且可能产生假散射和射线效应。蒙特卡罗法不离散空间立体角,可以处理各种复杂问题,计算精度高,但统计计算量大。离散传递法计算精度高、计算量小,可以方便处理含非均匀介质的辐射传输问题,但对特征射线中入射散射项尚未得到妥善处理。

发动机在非加力状态下工作,且燃烧较充分时,燃气散射效应可以忽略,故本文在考虑燃气中 $H_2O$ 、 $CO_2$ 的光谱吸收与发射影响的情况下,采用离散传递法离散求解耗散-吸收性介质中辐射传输方程,自主开发程序计算了非加力状态下发动机排气系统在 $2.667 \sim 5\mu m$ 波长范围内红外辐射强度,并与实验结果进行了比较。结果表明,采用本文的方法能够比较精确地计算得到非加力状态涡轮发动机排气系统在 $2.667 \sim 5\mu m$ 波长范围内红外辐射强度(包括光谱辐射强度),本文的计算方法和程序具有工程应用价值。

## 2 物理数学模型

发动机排气系统的红外辐射包括喷管内外燃气流和喷管内固体壁面的红外辐射。

在非加力状态下,发动机排气系统红外辐射特性的研究是一个涉及到排气系统三维流场、温度场、喷管内固体壁面发射和反射以及喷管内燃气流吸收和发射的综合性物理问题。研究发动机排气系统红外辐射特性,需要以三维流场、温度场为基础。喷管内固体壁面的红外辐射除了取决于固体表面的黑度和温度分布以外,还取决于其它固体壁面和喷管内燃气流对喷管内壁面辐射的吸收、发射影响,燃气的吸收会降低固体壁面的入射辐射以及它在部分方向的红外辐射,燃气的发射则能够增加固体壁面的入射辐射。燃气的吸收、发射具有光谱选择性,其红外辐射主要取决于燃气中  $H_2O$ 、 $CO_2$  等组分的温度、压力、浓度等参数。

发动机排气系统红外辐射强度计算的基本方程主要包括吸收-发散性介质中光谱辐射亮度传输方程、辐射照度计算方程、喷管内固体壁面辐射边界条件方程和红外辐射强度计算方程。

发动机非加力工作状态下,在计算排气系统的红外辐射强度的过程中,需要利用离散传递法对吸收-发散性介质中光谱辐射亮度传输方程、辐射照度计算方程和喷管内固体壁面辐射边界条件方程进行离散和求解。离散传递法的基本思想是将微元面的入射辐射区域对应的立体角划分为很多个小立体角,并以每个小立体角中心线为特征射线,沿着特征射线离散求解辐射传输方程。

### 2.1 吸收-发散性介质中光谱辐射亮度传输方程

光谱辐射亮度传输方程描述了辐射能量在介质中沿着射线传输的过程中能量的变化与介质吸收、发射和散射的相互关系,是一个射线传输方向上的能量平衡方程,其表达式<sup>[3][4]</sup>如下:

$$\frac{dL_\lambda(s, \hat{s})}{ds} = \kappa_\lambda(s) L_{b\lambda}(s) - \kappa_\lambda(s) L_\lambda(s, \hat{s}) - \sigma_{s\lambda}(s) L_\lambda(s, \hat{s}) + \frac{\sigma_{s\lambda}(s)}{4\pi} \int_{\Omega_i=4\pi} L_\lambda(s, \hat{s}) \Phi_\lambda(\hat{s}_i, \hat{s}) d\Omega_i \quad (1)$$

在充分燃烧情况下,燃气的散射系数与吸收系数相比很小,故散射项可以忽略,方程简化并得到其积分形式表达式:

$$L_\lambda(s) = L_\lambda(0) \exp(-\kappa_\lambda) + \int_0^s L_{b\lambda}(s^*) d\{\exp[-(\kappa_\lambda - \kappa_\lambda^*)]\} \quad (2)$$

且  $\kappa_\lambda(s) = \int_0^s \beta_\lambda(s^*) ds^*$ 。根据布格尔(Bouger)定律<sup>[4]</sup>和  $\kappa_\lambda(s)$  表达式,方程变形为:

$$L_\lambda(s) = L_\lambda(0) \tau_\lambda(s) + \int_0^s L_{b\lambda}(s^*) d\tau_\lambda(s - s^*) \quad (3)$$

用离散传递法对式(3)进行离散后得:

$$L_\lambda(s) = L_\lambda(0) \prod_{i=1}^n \tau_\lambda(i) + L_{b\lambda}(n) [1 - \tau_\lambda(n)] +$$

$$\sum_{j=1}^{n-1} L_{b\lambda}(j) [1 - \tau_\lambda(i)] \prod_{j=i+1}^n \tau_\lambda(j) \quad (4)$$

辐射线段离散如图1所示。

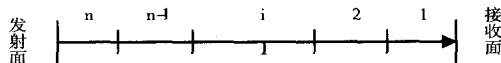


图1 离散射线段示意图

### 2.2 辐射照度计算方程

辐射照度计算方程描述了辐射亮度与辐射照度之间的转换关系,对于空间大范围区域的投射辐射,其空间光谱形式<sup>[5]</sup>为

$$H_\lambda = \int_\Omega L_\lambda(s) \cos \theta d\Omega \quad (5)$$

如图2所示,计算中把喷管壁面分为  $M$  个微元面,燃气流边界分为  $N$  个微元面,计算小微元面  $p$  接收到排气系统总的入射辐射照度

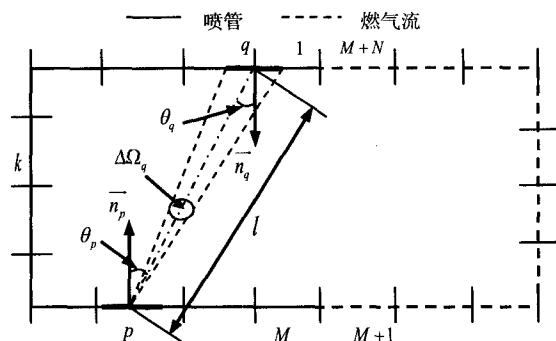


图2 计算区域边界网格划分示意图

$H_{\lambda,p}$  时,对式(5)进行离散如下

$$H_{\lambda,p} = \int_\Omega L_\lambda(q, d\Omega) \cos \theta_p d\Omega = \sum_{q=1}^{M+N} L_\lambda(q, \Delta\Omega_q) \cos \theta_p \Delta\Omega_q \quad (6)$$

根据空间微元立体角的定义<sup>[3]</sup>和微元面间角系数的定义<sup>[3]</sup>,式(6)可以简化为

$$H_{\lambda,p} = \sum_{q=1}^{M+N} L_\lambda(q, \Delta\Omega_q) \pi \cdot F_{p \rightarrow q} \quad (7)$$

将式(4)代入式(7)进一步离散得到  $H_{\lambda,p}$  有如下离散形式

$$H_{\lambda,p} = \sum_{q=1}^{M+N} \pi F_{p \rightarrow q} \{ L_{b\lambda}(n) [1 - \gamma_\lambda(n)] + L_\lambda(0) \prod_{i=1}^n \gamma_\lambda(i) + \sum_{j=1}^{n-1} L_{b\lambda}(j) [1 - \gamma_\lambda(i)] \prod_{j=i+1}^n \gamma_\lambda(j) \} \quad (8)$$

### 2.3 喷管内固体壁面辐射边界条件方程

飞机尾喷管壁面辐射不仅与壁面本身的辐射性质有关,而且壁面之间还相互影响,此外,还要考虑燃气介质的吸收和发射影响。发动机喷管内壁面辐射边界条件方程<sup>[6]</sup>可表

示为

$$L_{\lambda k}(0) = \varepsilon_k L_{bk}(T_k) + \frac{1 - \varepsilon_k}{\pi} H_{\lambda k}$$

$$= \varepsilon_k L_{bk}(T_k) + \frac{1 - \varepsilon_k}{\pi} \int_{\Omega} L_{\lambda}(\omega) \cos \beta_{\omega} d\omega \quad (9)$$

$$\begin{cases} L_{\lambda 1}(0) + (\varepsilon_1 - 1)F_{\lambda, 1 \rightarrow 2}L_{\lambda 2}(0) + \cdots + (\varepsilon_1 - 1)F_{\lambda, 1 \rightarrow M}L_{\lambda M}(0) = b_{\lambda 1} \\ (\varepsilon_2 - 1)F_{\lambda, 2 \rightarrow 1}L_{\lambda 1}(0) + L_{\lambda 2}(0) + \cdots + (\varepsilon_2 - 1)F_{\lambda, 2 \rightarrow M}L_{\lambda M}(0) = b_{\lambda 2} \\ \cdots \\ (\varepsilon_k - 1)F_{\lambda, k \rightarrow 1}L_{\lambda 1}(0) + \cdots + L_{\lambda k}(0) + \cdots + (\varepsilon_k - 1)F_{\lambda, k \rightarrow m}L_{\lambda m}(0) + \cdots + (\varepsilon_k - 1)F_{\lambda, k \rightarrow M}L_{\lambda M}(0) = b_{\lambda k} \\ \cdots \\ (\varepsilon_M - 1)F_{\lambda, M \rightarrow 1}L_{\lambda 1}(0) + (\varepsilon_M - 1)F_{\lambda, M \rightarrow 2}L_{\lambda 2}(0) + \cdots + L_{\lambda M}(0) = b_{\lambda M} \end{cases} \quad (10)$$

式中,  $b_{\lambda k}$  为面元  $k$  自身发射的光谱辐射亮度与反射面元  $k$  受到燃气光谱辐射照度之和, 其完整表达式为:

$$b_{\lambda k} = \varepsilon_k L_{bk}(T_k) + \frac{1 - \varepsilon_k}{\pi} H_{\lambda k}^*$$

式(10)是以  $L_{\lambda k}(0)$  为未知数的方程组, 方程组的系数矩阵主对角严格占优, 可以用 Jacobi 迭代法进行求解。

#### 2.4 红外辐射强度计算方程<sup>[4]</sup>

飞机排气系统光谱辐射强度是尾喷管和尾喷流组合辐射之和, 方程表达式为

$$I_{\lambda} = \frac{H_{\lambda} R^2}{\tau_{\text{atm}}} \quad (11)$$

式中,  $H_{\lambda}$  为辐射源在观测点处所形成的光谱辐照度;  $R$  为辐射源与观测点之间的距离;  $\tau_{\text{atm}}$  辐射源到观测点的距离  $R$  长度上形成的透过率。

式(11)是建立在单波长  $\lambda$  基础上给出的, 若要求解  $\lambda_1 \sim \lambda_2$  波长范围内发动机排气系统的红外辐射强度则需在光谱范围内积分计算。

$$I_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\lambda} d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{H_{\lambda} R^2}{\tau_{\text{atm}}} \quad (12)$$

### 3 算例与分析

#### 3.1 波段辐射强度空间分布

用上述方法对非加力状态下某型发动机轴对称喷管红外辐射强度的空间分布进行了计算。

发动机排气系统计算区域离散示意图如图3所示, 尾喷

假设把喷管壁面划分为  $M$  个面元, 由于面元之间光谱辐射相互影响, 故每一个面元的有效光谱辐射需要上述方程连立求解。根据封闭腔理论离散上述方程可变为如下形式<sup>[6][7]</sup>, 即

管用简化后形状<sup>[8]</sup>和尺寸, 尾喷流计算区域选取为足够大的圆柱区域, 直径为  $6D$ , 长度为  $15D$ , 其中  $D$  为尾喷管入口直径。非加力状态下尾喷管入口的燃气温度为  $800K$ , 压力为  $2.54726 \times 10^5 Pa$ , 流场参数、温度场参数利用 *CFD* 商业软件计算求得; 红外辐射强度计算用自主开发程序完成。红外辐射观测点距喷管出口距离为  $1000m$ , 观测点方位角为  $0^\circ \sim 90^\circ$ , 计算波长范围为  $2.667 \sim 5\mu m$ 。

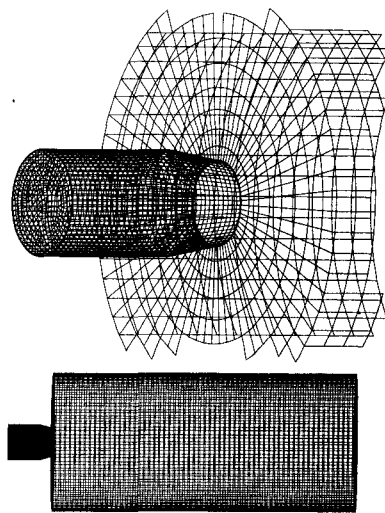


图3 排气系统计算区域离散示意图

表1 空间不同方位角方向喷管热空腔与喷流组合辐射强度计算值

$\theta/(^\circ)$	0	5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90
$I/(W \cdot sr^{-1})$	2658	2860	2978	3032	2986	2549	2205	1823	1388	986	626	237

表2 空间不同方位角方向喷管热空腔辐射强度计算值

$\theta/(^\circ)$	0	5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90
$I/(W \cdot sr^{-1})$	2596	2726	2785	2814	2687	2317	1914	1513	1148	785	308	62

表1给出了计算得到的发动机尾喷管和尾喷流组合辐射在空间不同方位角方向上对应的红外辐射强度值; 表2给

出了发动机尾喷管热空腔辐射经喷管内燃气衰减后在空间不同方位角方向上对应的红外辐射强度值; 图4给出了发动

机尾喷管和尾喷流组合辐射强度与单独尾喷管热空腔辐射强度空间分布对比图。其中,发动机喷管尾向正后方定义为 $0^\circ$ ,可以看出辐射强度最大值出现在 $15^\circ$ 左右。由表1、表2和图4可以看出,方位角小于 $15^\circ$ 时,红外辐射强度值逐渐增大;随后随着方位角增大而减小,这是由于喷管热空腔辐射被遮挡的区域越来越多所导致的,当 $\theta = 90^\circ$ 的时候,喷管热空腔辐射基本完全被遮挡住,只存在尾喷流辐射,计算的红外辐射强度最小,是最大值的 $1/13$ 左右;这与理论分析结果一致。另外,喷管热空腔辐射强度计算值与喷管热空腔和喷流组合辐射强度计算值相差不是太大,因为喷管相比于喷流的温度高、辐射强,是发动机排气系统主要辐射源。

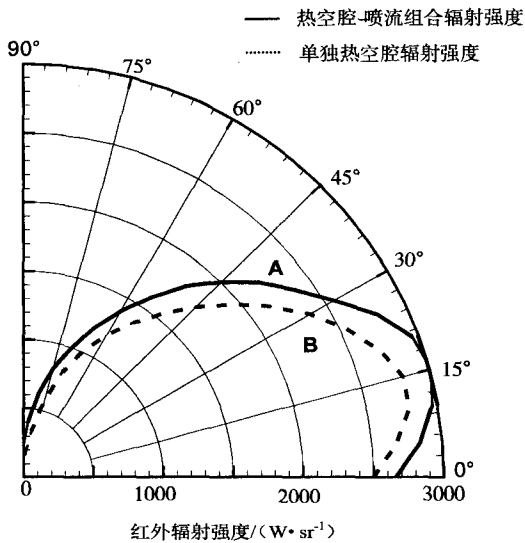


图4 红外辐射强度计算值空间分布

图5和图6是发动机排气系统红外辐射强度相对值空间分布图。图5中实线1表示发动机喷管和喷流组合辐射强度计算相对值空间分布,虚线2表示发动机喷管和喷流组合辐射强度实测相对值空间分布<sup>[4]</sup>;图6中实线3表示发动机喷管辐射强度计算相对值空间分布,虚线4表示发动机喷管辐射强度实测相对值空间分布<sup>[4]</sup>。由于计算方法、计算条件、模型尺寸形状和考虑的影响因素等存在的差异,图5和图6都是对红外辐射强度相对值进行了比较。可以看出,红外辐射强度相对值的空间分布趋势基本一致,在方位角 $15^\circ \sim 35^\circ$ 之间计算值与实测值吻合比较好。另外,最大值所在方位角也基本一致,位于发动机尾向 $10^\circ \sim 20^\circ$ 之间。

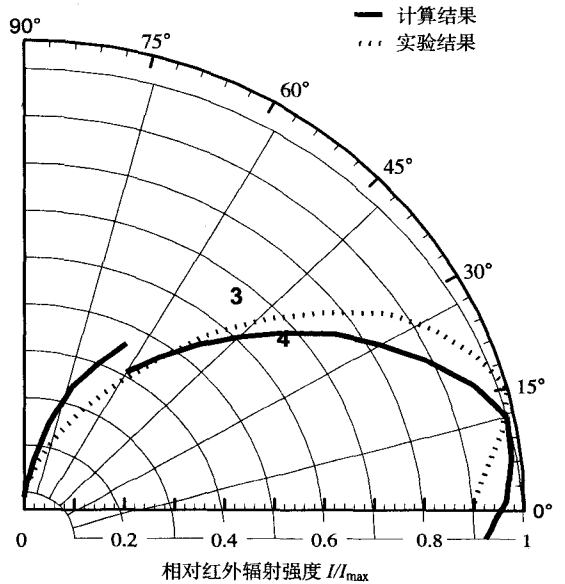


图6 喷管热空腔辐射强度相对值的空间分布

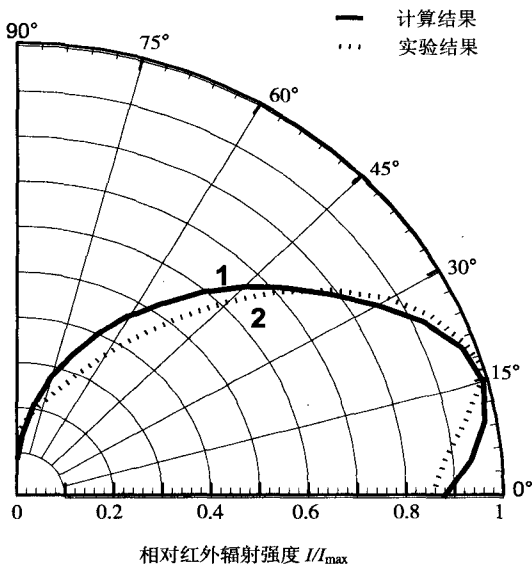


图5 辐射强度相对值的空间分布

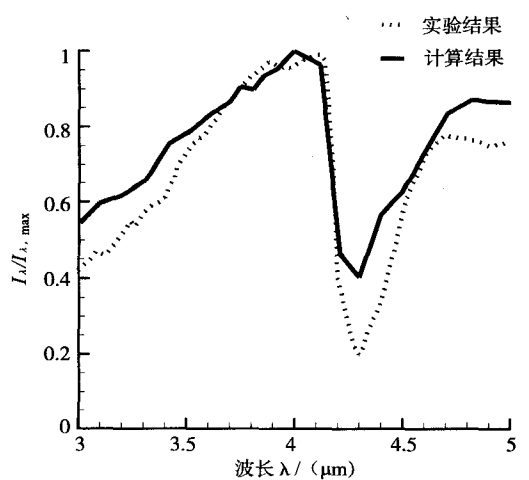


图7 在 $0^\circ$ 方向上光谱辐射强度相对值分布

### 3.2 光谱辐射强度空间分布

图7是发动机排气系统尾向方位角 $\theta = 0^\circ$ 时相对光谱辐

射强度计算值和实测值对比图,图中横坐标表示波长,纵坐标表示相对光谱辐射强度,实线表示计算得到的相对光谱辐射强度分布,虚线表示实测<sup>[4]</sup>得到的相对光谱辐射强度。

由图7可以看出,在3~5 $\mu\text{m}$ 波长范围内相对光谱辐射强度计算值与实测值趋势基本一致,最大值出现在4.0 $\mu\text{m}$ 左右,最小值出现在CO<sub>2</sub>吸收最强的4.3 $\mu\text{m}$ 左右。另外,图中计算值普遍大于实测值,其主要原因是:①计算时只考虑了H<sub>2</sub>O、CO<sub>2</sub>的吸收和发射影响,散射影响、其他组分的影响以及燃烧产生的固体、液体颗粒的影响未加以考虑;②计算模型的简化、计算区域的选取和流场参数的计算都会影响到计算的精度;③Ludwig等<sup>[9]</sup>发表报告中的燃气组分光谱吸收系数数据库存在一定的误差。

## 4 结论

本文利用离散传递法求解辐射传输方程,在考虑喷管固体壁面、燃气辐射特性相互之间影响的基础上,用Fortran语言开发程序并计算非加力状态时发动机排气系统红外辐射强度,得出以下结论:

1)发动机排气系统红外辐射强度空间分布呈明显的梨形包络曲线特征。其中,最大值出现在与尾喷管轴线成10°~20°之间夹角方向上;最小值则出现在与尾喷管轴线成90°夹角方向上。

2)发动机排气系统红外辐射强度最大值是最小值的13倍左右,因为在尾喷管方位角90°方向上,喷管热空腔辐射被壁面遮挡所致,也表明喷管热空腔辐射在排气系统红外辐射中起主要作用。

3)在3~5 $\mu\text{m}$ 波长范围内沿发动机尾喷管轴向方向光谱辐射强度最小值出现在4.3 $\mu\text{m}$ 附近,因为此波长是CO<sub>2</sub>的一个强吸收带。

## 参考文献:

- [1] G E Varney. Infrared signature measurement techniques and simulation methods for aircraft survivability [R]. AIAA - 79 - 1186, 1979.
- [2] C Jim, et al. F/A-22 IR signature flight Test model validation [J]. Aircraft Survivability, 2003, Fall: 9212.
- [3] 谈和平,夏新林,刘林华,阮立明. 红外辐射特性与传输的数值计算[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社, 2006 - 10.
- [4] 徐南荣,朱谷君. 热空腔一喷气流的组合辐射[J]. 航空动力学报, 1995, 10 (3): 295 - 298.
- [5] 张建奇,方小平. 红外物理[M]. 西安:西安电子科技大学出版社, 2004 - 6.
- [6] 罗明东,吉洪湖,黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算[J]. 航空动力学报, 2007, 22 (10): 609 - 616.
- [7] 张小英,王先炜. 轴对称矢量喷管红外特性的数值计算研究[J]. 航空动力学报, 2005, 19 (5): 367 - 369.
- [8] 金捷,朱谷君,徐南荣. 发动机高速排气系统红外辐射特性的数值计算和分析[J]. 航空动力学报, 2002, 17 (5): 582 - 585.
- [9] C B Ludwig, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases [R]. NASA - SP - 3080, 1973.

## [作者简介]



未军光(1983.7-),男(汉族),河北人,硕士研究生,工程热物理专业。

杨青真(1964.5-),男(汉族),陕西人,教授,博士生导师,主要研究领域为航空宇航推进理论与工程。

(上接第65页)

## 参考文献:

- [1] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1998.
- [2] 叶斌,徐毓. 强跟踪滤波器与卡尔曼滤波器对目标跟踪的比较[J]. 空军雷达学院学报, 2002, 16 (2): 17 - 22.
- [3] 陈哲. 捷联惯性导航系统原理[M]. 北京:宇航出版社, 1986.
- [4] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社, 2005.

- [5] 秦永元,张士勋. 捷联惯导姿态更新的四子样旋转矢量优化算法研究[J]. 中国惯性技术学报, 2001, 9 (4): 1 - 7.
- [6] 王惠南. GPS导航原理与应用[M]. 北京:科学出版社, 2003.

## [作者简介]



张慧君(1985-),女(汉族),山西人,硕士研究生,主要研究领域为惯性导航,组合导航。

廖炳瑜(1977-),男(汉族),福建人,副研究员,硕士生导师,主要研究领域为卫星导航理论和应用。

袁洪(1968-),男(汉族),陕西人,研究员,博士生导师,主要研究领域为卫星导航理论和应用。