

中图分类号: V231.1

论文编号: 1028702 10-0006

学科分类号: 082502

博士学位论文



涡扇发动机排气系统红外特征 计算与抑制技术研究

研究生姓名 黄 伟

学科、专业 航空宇航推进理论与工程

研究 方 向 红外隐身

指 导 教 师 吉洪湖 教授

南京航空航天大学

研究生院 能源与动力学院

二〇一〇年三月

中图分类号: v231.1
学科分类号: 082502

论文编号: 1028702 10-0006

博士学位论文

涡扇发动机排气系统红外特征 计算与抑制技术研究

研究生姓名	黄 伟
学科、专业	航空宇航推进理论与工程
研究 方 向	红外隐身
指 导 教 师	吉洪湖 教授

南京航空航天大学

研究生院 能源与动力学院学院

二〇一〇年三月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics
The Graduate School
College of Energy and Power Engineering

Investigation of Numerical Calculation of
IR Characteristics and Stealth Technology of
Turbofan Engine Exhaust System

A Thesis in
Aerospace Propulsion Theory and Engineering
by

Huang Wei

Advised by

Prof. Ji Honghu

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Doctor of Philosophy

March, 2010

承诺书

本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师指导下，独立进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容外，本学位论文的研究成果不包含任何他人享有著作权的内容。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

本人授权南京航空航天大学可以有权保留送交论文的复印件，允许论文被查阅和借阅，可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或其他复制手段保存论文。

(保密的学位论文在解密后适用本承诺书)

作者签名： 黄伟

日 期： 2010.12.21

摘要

本文研究的涡扇发动机排气系统红外特征是指带加力燃烧室的涡扇发动机低压涡轮后的所有内部结构及热喷流的红外辐射特征。研究了非加力状态的红外辐射特性计算方法与抑制措施,包括以下四方面内容:(1)通过对现有资料的分析,讨论了国内外红外隐身技术的发展及应用现状,以及目标红外特征数值模拟的研究进展;(2)发展了一套高效的,可以计算涡扇发动机排气系统红外辐射强度,进行部件红外辐射贡献分析并评价红外抑制效果的数值模拟方法和程序;(3)采用缩比模型实验研究了低发射率和冷却两种红外抑制措施的效果,并用所取得的试验数据对计算方法进行了验证;(4)采用本文发展的方法和程序对典型涡扇发动机轴对称排气系统非加力状态的红外辐射特征进行了计算,分析了上述两种措施的红外抑制规律,并对红外抑制效果进行了评价。

基于反向蒙特卡罗法,计算分析了涡扇发动机排气系统非加力状态的红外辐射特征。采用对流-辐射耦合的方法对流场和温度场进行了解算,采用 SST $k-\omega$ 两方程模型进行湍流模拟,以灰气体加权模型确定气体介质的辐射参数。通过将探测立体空间进行像素化划分实现了目标辐射亮度图的显示,同时根据射线归宿点的位置将燃气辐射和壁面辐射,各部件的有效辐射、自身辐射和反射辐射分开计算,为分析发动机红外辐射特征提供了有效手段。从探测器的角度出发,基于等效噪音照度 NEI 得到了探测距离的计算式,可初步对红外抑制效果进行评价。计算探测距离时需与大气透过率进行迭代耦合计算。计算大气透过率时考虑了 H_2O 、 CO_2 、 CO 、 CH_4 、 N_2O 和 N_2 等六种气体的吸收作用。通过 MPI 并行编程实现了计算速度的提高,并行效率可达 99% 左右。与模型实验的红外辐射强度相比,本文的计算结果在合理的范围内。与文献提供的数据相比,本文计算得到的探测距离与文献数据的分布规律一致。

在某些特殊情况下,腔体中壁面的方向反射特性会对辐射强度的分布存在比较明显的影响。本文的计算的程序可以考虑壁面的漫反射和镜反射特性,扩展了程序的计算能力和适用范围,大幅降低了实验模型的计算误差。

以本文发展的计算方法为工具,计算分析了典型加力式涡扇发动机轴对称排气系统在外流 $Ma=0$ 和外流 $Ma=1.2$ 两种工况下非加力状态时的红外辐射特性,揭示了改变温度和发射率分布对加力式排气系统红外辐射特征的影响规律,并设计了一种低红外辐射的壁面温度和发射率分布方案,结果表明:将涡轮、中心锥、内外涵分界面和径向稳定器等高温部件的发射率降至 0.2,中心锥的温度降低 100K,喷管的温度降低 50K,可使排气系统在 $\alpha=0^\circ$ 方向上的红外辐射降低约 47%~49%,探测距离缩短约 20%。

关键词: 涡扇发动机, 耦合传热, 反向蒙特卡罗法, 红外辐射, 发射率, 并行计算, 红外隐身

Abstract

The IR signatures of turbofan engine exhaust system with afterburner studied this thesis include the radiations from all the inner structures and hot gases down stream of low-pressure turbine blade of turbofan engine with afterburner. The calculating method of IR characteristics and the stealth technologies on the no afterburning condition were investigated. This thesis consists of four contents. (1) The development and application of IR stealth technology, numerical simulation software for target IR characters were presented. (2) High efficient program were developed to calculate the infrared radiation intensity of turbofan engine exhaust, to analyze the infrared radiation contribution of each component, and to evaluate the effect of IR stealth technology. (3) The effect of low emissivity coating and cooling of the surface on IR signature was studied on scaled experimental model, and the data obtained from experiment were used to validate the calculation method and program. (4) The program developed by this thesis was adopted to calculate the IR characteristics of axisymmetric nozzle with afterburner of a typical turbofan engine, and the effect of low emissivity and cooling on the IR signature is evaluated.

The infrared radiation characteristics of exhaust system with afterburner were calculated using reverses Monte Carlo method. Convection-radiation coupled heat transfer calculation method was employed to simulate the flow field and temperature distribution. The SST $k-\omega$ two equations turbulence model and weighted-sum-of-gray-gases model was employed to simulate the turbulence and calculate the radiation parameter of gas medium respectively. In order to display the infrared radiation luminance of the target, the detection space is divided into pixels. The radiation contributions of gas, wall, self-radiation or reflected radiation from each component are separated by estimating the ray's terminal. The formula for calculating the detectable range was obtained based on noise equivalent irradiance of detector. The atmospheric transmittance needs an iterative calculation with detectable range. The absorption processes by gas species H_2O , CO_2 , CO , CH_4 , N_2O and N_2 are considered. The computation consumption has been reduced by involving MPI parallel calculation function bases. And the parallel efficiency reaches to 99%. Comparing with the IR signature of experimental model, the computed results are in reasonable range. Comparing with the data of literature, the detectable range calculated by the method in this thesis agrees with the result of the literature.

Under some special conditions, the directional reflection in engine cavity could have an obvious

impact on the distribution of IR intensity. The computational ability and applied range are expanded by considering both specular and diffuse reflection. And the calculated error of the experimental model is obviously reduced.

The infrared radiation characteristics of axisymmetric exhaust system with afterburner of a typically turbofan engine on the condition of $Ma=0$ and $Ma=1.2$ were calculated using the method developed in this thesis. The distributing laws of the IR of the exhaust system by changing temperature and emissivity distributions were opened out. And a low IR scenario was designed. The results show that: The exhaust system's infrared radiation at $\alpha = 0^\circ$ could reduce 47%~49%, and the detectable range could reduce 20% if the emissivity of turbo blade, cone, bypass dividing surface and radial flame holder reduced to 0.2, and the temperature of cone reduces 100K, and the temperature of nozzle reduces 50K.

Keywords: Turbofan engine, coupled heat transfer, reverses Monte Carlo, infrared character, emissivity, parallel computation, infrared stealth

注释表

a, b, c	一元二次方程系数	l_1, m_1, n_1	方向余弦
a, m, n	气体吸收经验参数	l_2, m_2, n_2	方向余弦
a_1	湍流模型参数	l_3, m_3, n_3	方向余弦
a_ε	灰气体的发射率的权重因子	l_{c1}, m_{c1}, n_{c1}	方向余弦
A_{ac}	目标在探测方向上的投影面积	l_{c2}, m_{c2}, n_{c2}	方向余弦
A, A_x, A_y, A_z	面积	L	辐射亮度
$B_{N_2-N_2}^0$	N_2 碰撞吸收参数	L_{ac}	目标的红外辐射亮度
c_p	热容	L_b	黑体辐射亮度
$C'(\lambda)$	H_2O 吸收参数	L_b	背景的红外辐射亮度
$\tilde{C}_f$	H_2O 外增宽吸收参数	L_f	大气和环境的红外辐射亮度
$C_{k\omega}$	横扩散项的正值	M	波长划分数
$\tilde{C}_s$	H_2O 自增宽吸收参数	Ma	马赫数
dr	推进距离	$\mathbf{n}$	壁面法向矢量
ds	微元介质厚度	n_0	气体分子摩尔
D_{out}	喷管出口当量直径	N	射线数
E_b	黑体辐射力	NEI	等效噪音照度
E_N	并行效率	N_{pixel}	单个像素内的射线数
F_1	湍流模型参数	N_θ	天顶角划分数
G	入射辐射能量	N_ϕ	方位角划分数
h_i, H_i	高度	p, P	压力
H	辐射照度	P_0	标准状态下的压力
H_a	飞行高度	q_R	辐射热流
i, j, k	编号	r_{p1}	交点与 x 轴的距离
I	辐射强度	R	距离
I, J, K	计算域 i, j, k 方向的划分数	R_{det}	探测距离
ΔI	辐射强度降幅	R_{ejc}	计算域半径
k	导热系数	R_{LO}	锁定距离
k	湍动能	$R_{\theta_i}, R_{\phi_i}, R_{\alpha_w}, R_{\alpha_u}$	介于 $[0, 1]$ 间的均匀随机数
k_i	灰气体吸收系数	s	空间位置

l	吸收路径长度	s, s_g	矢量方向
l, m, n	方向余弦	S	长度
S_N	并行加速比	κ	湍流模型常数
T	温度	$\lambda, \lambda_1, \lambda_2$	波长
T_0	标准状态的温度	$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$	插值参数
T_S	串行求解问题所需的时间	μ	粘性系数
T_N	并行 N 个处理器求解问题所需的	φ_i	入射方位角
u	流场参数	φ_r	反射方位角
u_i, u_j	i, j 方向上脉动速度	λ	波长
U	气体含量	$\xi_{\min}$	锁定距离阈值
U_i, U_j	平均速度在 i, j 方向上的分量	π	圆周率
V_P	控制体体积	ρ	密度
w	气体含量	ρ_w	壁面反射率
W	气体等效含量	σ	波数
x, y, z	坐标	$\sigma_k, \sigma_{k1}, \sigma_{k2}$	湍流模型常数
x_g, y_g, z_g	交点坐标	$\sigma_\omega, \sigma_{\omega1}, \sigma_{\omega2}$	湍流模型常数
x_{g1}, y_{g1}, z_{g1}	壁面网格顶点坐标	τ, τ_w, τ_{tot}	透过率
x_{g2}, y_{g2}, z_{g2}	壁面网格顶点坐标	τ_{CO}	一氧化碳的谱带吸收透过率
x_{g3}, y_{g3}, z_{g3}	壁面网格顶点坐标	τ_{CO_2}	二氧化碳的谱带吸收透过率
x_p, y_p, z_p	交点坐标	τ_{H_2O}	水蒸气谱带吸收透过率
x_p^*, y_p^*, z_p^*	变换后的交点坐标	$\tau_{H_2O, con}$	水蒸气连续吸收透过率
x_i, x_j	i, j 方向上分坐标	τ_{CH_4}	甲烷谱带吸收透过率
X_1, X_2	计算域在 x 方向的坐标	τ_{N_2O}	一氧化二氮谱带吸收透过率
X_{ejc}	喷管出口在 x 方向的坐标	$\tau_{N_2, coll}$	氮气的碰撞吸收透过率
α	探测角	$\varphi, \varphi_i, \varphi_r$	方位角
α_{ds}	ds 介质微元的吸收率	ω, ω_w	比耗散率
α_w	壁面吸收率	Ω_{ac}	目标所占据的视场立体角
α_η	夹角	Ω_d	探测器所占据的视场立体角
$\beta^*, \beta, \beta_1, \beta_2$	湍流模型常数	Ω_{FOV}	视场立体角
$\beta_{N_2-N_2}^0$	N_2 碰撞吸收参数		
$\gamma, \gamma_1, \gamma_2$	湍流模型常数	下标:	
$\varepsilon, \varepsilon_1, \varepsilon_2$	发射率	0	参考值
η, ξ, ζ	插值系数	1, 2, 3	编号顺序

η_m, ξ_m, ζ_m	方向余弦	a, ac	目标
$\theta, \theta_i, \theta_r$	天顶角	b	黑体
Θ	大气参数	b	背景
κ	吸收系数	con	<i>continuum</i> , 连续的
$coll$	<i>collision</i> , 碰撞	p, p_1	交点
CO	一氧化碳	N	多个处理器并行的
CO_2	二氧化碳	N_2	氮气
CH_4	甲烷	N_2O	一氧化二氮
d	探测器	r	反射
ejc	计算域边界	S	串行的
f	大气和环境	tot	总的
FOV	视场	w	壁面
g	网格	θ, φ	方向
i	入射	ω	耗散率
i, j, k	方向		
k	湍动能	上标:	
m	离散方向	*	变换
min	最小的		

目 录

第一章 绪 论.....	1
1.1 课题研究背景与意义.....	1
1.1.1 红外制导导弹和探测系统对飞机的威胁日益严重.....	1
1.1.2 研究和发展加力式涡扇发动机排气系统红外隐身技术的意义.....	1
1.2 国内外发展动态综述.....	2
1.2.1 红外隐身技术的研究及应用现状.....	2
1.2.2 目标红外辐射计算特征方法概述及软件的研究进展.....	9
1.3 问题的提出.....	14
1.4 本文的主要研究工作.....	14
第二章 发动机排气系统对流-辐射耦合传热计算方法研究.....	16
2.1 对流-辐射传热耦合计算的基本控制方程.....	16
2.1.1 流场、温度场和组分浓度计算的基本方程.....	16
2.1.2 紊流模型.....	17
2.2 辐射传递方程的计算方法.....	19
2.2.1 求解辐射传递方程的离散坐标法.....	19
2.2.2 角度的离散.....	20
2.2.3 空间坐标的离散——差分格式.....	21
2.2.4 燃气辐射性质的确定.....	21
第三章 用 RMC 法计算涡扇发动机排气系统红外特征的方法研究.....	22
3.1 物理模型.....	22
3.2 目标的红外辐射强度计算原理.....	22
3.2.1 目标辐射强度计算式.....	22
3.2.2 用随机方法确定辐射微元位置涉及到的四个概率模型.....	24
3.2.3 均匀分布随即数的产生.....	27
3.2.4 辐射微元的确定.....	29
3.3 红外辐射亮度显示.....	30
3.3.1 红外辐射亮度显示原理.....	30
3.3.2 每个像素上的红外辐射亮度计算.....	30
3.4 部件辐射计算.....	31

3.5 计算域的离散及计算过程中的数学问题.....	32
3.5.1 壁面网格的划分.....	32
3.5.2 介质网格的划分.....	33
3.5.3 探测点的坐标计算.....	34
3.5.4 从探测器出发的光线在绝对坐标系中的方程.....	34
3.5.5 从探测器表面发射的光线与计算域边界是否有交点的计算.....	36
3.5.6 射线离开计算域时与边界交点的计算.....	36
3.5.7 射线与微元面是否相交及交点的计算.....	37
3.5.8 壁面反射射线的计算.....	39
3.5.9 射线微元段上的温度、压力、组分的插值计算.....	41
3.6 影响计算结果的因素分析.....	43
3.6.1 算例介绍.....	43
3.6.2 射线离散步长的影响.....	43
3.6.3 射线数的影响.....	43
3.7 计算速度的提高.....	45
3.7.1 MPI 并行策略.....	46
3.7.2 并行计算性能测试.....	46
3.7.3 并行前后光谱辐射强度的比较.....	47
3.8 本章小结.....	48
第四章 红外探测距离的计算方法研究.....	49
4.1 基于等效噪音照度的探测距离的计算公式.....	49
4.2 大气透过率的计算研究.....	51
4.2.1 典型大气特性.....	51
4.2.2 大气透过率的计算方法.....	52
4.3 背景辐射计算.....	55
4.4 探测距离的求解.....	55
4.5 本章小结.....	56
第五章 典型加力式涡扇发动机排气系统非加力状态的红外辐射特性实验研究.....	58
5.1 涡扇发动机排气系统模拟实验台.....	58
5.2 红外辐射测量系统.....	59
5.3 带加力燃烧室的排气系统腔体模型.....	60
5.3.1 基准排气系统腔体模型.....	60
5.3.2 支板和中心锥冷却的排气系统腔体模型.....	61

5.3.3 中心锥盖板涂覆低发射率涂料的排气系统腔体模型.....	61
5.3.4 各部件的发射率.....	62
5.4 涡扇发动机模型排气系统红外辐射特征测试方案.....	65
5.4.1 红外辐射强度测试点的布置.....	66
5.4.2 大气透过率的测量方法.....	66
5.4.3 壁面温度测量点的布置.....	67
5.5 实验结果与分析.....	67
5.5.1 温度测量结果及分析.....	67
5.5.2 基准排气系统腔体模型结果及分析.....	68
5.5.3 支板和中心锥冷却模型结果及红外抑制分析.....	70
5.5.4 中心锥盖板涂覆低发射率涂料结果及红外抑制分析.....	74
5.6 误差分析.....	77
5.7 本章小结.....	77
第六章 红外辐射特征计算方法及程序的验证.....	79
6.1 带加力燃烧室的排气系统模型壁面温度计算结果的验证.....	79
6.1.1 计算域及边界条件.....	79
6.1.2 网格.....	79
6.1.3 壁面温的计算结果与实验结果的比较.....	80
6.2 带加力燃烧室的排气系统模型的红外辐射强度实验验证.....	83
6.2.1 红外辐射计算网格及相关计算参数.....	84
6.2.2 基准排气系统腔体模型的红外辐射特征计算与实验的对比分析.....	86
6.2.3 支板和中心锥冷却模型的红外辐射特征计算与实验的对比分析.....	89
6.2.4 中心锥盖板涂覆低发射率涂料模型的红外辐射特征计算与实验的对比分析.....	92
6.3 大气透过率及锁定距离的验证.....	94
6.3.1 大气透过率的验证.....	94
6.3.2 锁定距离的验证.....	95
6.4 本章小结.....	96
第七章 典型加力式涡扇发动机轴对称排气系统红外特征的计算及红外抑制效果分析.....	98
7.1 典型加力式涡扇发动机红外辐射特征计算.....	98
7.1.1 计算模型.....	98
7.1.2 流场计算.....	98
7.1.3 红外辐射特征计算.....	104
7.2 红外辐射抑制方案及效果研究.....	110

7.2.1 通过改变壁面发射率和温度分布抑制红外辐射的方案	110
7.2.2 改变壁面温度分布时的红外抑制规律	111
7.2.3 改变壁面发射率分布时的红外抑制规律	112
7.2.4 综合改变壁面温度和发射率分布时红外辐射对比及红外抑制效果评价	114
7.3 本章小结	119
第八章 总结与展望	121
8.1 总结	121
8.2 主要创新点	123
8.3 展望	123
参考文献	124
致谢	131
在学期间的研究成果及发表的学术论文	132

图表清单

图 1.1 红外制导导弹的发展 1

图 1.2 毒刺（Stinger）导弹 1

图 1.3 装在 F-14A 上的IRST 传感器 2

图 1.4 装在 F-16 上的IRST 传感器 2

图 1.5 装在 F-35 上的IRST 传感器 2

图 1.6 装在 Su-27 上的IRST 传感器 2

图 1.7 PW-F119 加力式涡扇发动机 3

图 1.8 AE3007 涡扇发动机喷管 3

图 1.9 F/A-22 战斗机照片 4

图 1.10 F-117A 照片 4

图 1.11 X-45 无人战斗机 4

图 1.12 “捕食鸟”无人机尾部的图片 4

图 1.13 F-15 飞机照片 4

图 1.14 F-18 飞机照片 4

图 1.15 YF-23 飞机照片 5

图 1.16 B-2 飞机照片 5

图 1.17 YF-23 战斗机喷管超声段壁面排气引射冷却系统简图 5

图 1.18 F-22 战斗机喷管侧壁采用的冷却结构简图 5

图 1.19 双喉道塞式喷管降低红外辐射的效果 6

图 1.20 双二元楔形喷管 6

图 1.21 常规圆喷管与二元低信号喷管 7

图 1.22 两种喷管的红外信号对比（周对称喷管-左，二元喷管下探测面-右） 7

图 1.23 装有内部褶皱板结构的 F404-402 发动机喷管缩比模型及褶皱结构放大图 8

图 1.24 褶皱板结构降低军用状态喷流红外辐射的效果（原图不清） 8

图 1.25 后机身蒙皮发射率改变时空空导弹锁定距离及导弹入射辐射的变化规律 8

图 1.26 气凝胶薄层在遮挡热铝板红外辐射方面的应用——由波音公司测量 9

图 1.27 MuSES 飞行器红外特征分析的实例 12

图 1.28 SIMIR 模拟 F/A-22 红外信号的结果 13

图 2.1 离散坐标法计算模型 20

图 2.2 离散角的参考坐标系与离散方式 21

图 3.1 抽象的发动机排气系统红外辐射计算模型	22
图 3.2 立体角的定义	24
图 3.3 射线的推进距离	25
图 3.4 表面双向反射函数示意图	26
图 3.5 方向-半球反射率	26
图 3.6 由探测器发出的“反向”射线的五种传输情况	29
图 3.7 地面上的战斗机热像图	30
图 3.8 空中飞行的战斗机热像图	30
图 3.9 红外成像及显示原理	31
图 3.10 带加力燃烧室结构的涡扇发动机排气系统简化模型	31
图 3.11 壁面网格划分示意图	33
图 3.12 网格坐标	33
图 3.13 介质网格划分示意图	33
图 3.14 介质的编号方法	34
图 3.15 探测点坐标的计算	34
图 3.16 三个坐标系	35
图 3.17 射线离开计算域的途径	37
图 3.18 射线和微元面 g 所在平面相交的示意图	38
图 3.19 交点与微元面的关系	39
图 3.20 漫反射射线方向的计算	39
图 3.21 计算点位置参数的示意图	41
图 3.22 点 P_i 位于五面体内的燃气射流域节点	42
图 3.23 点 P_i 位于六面体内的燃气射流域节点	42
图 3.24 射线步长对辐射强度的影响	44
图 3.25 射线密度对辐射强度的影响	44
图 3.26 射线密度对光谱辐射强度的影响	45
图 3.27 喷流辐射亮度随射线密度的变化	45
图 3.28 并行计算示意图	47
图 3.29 并行前后的光谱辐射强度	47
图 4.1 一般红外系统及探测到的红外信号示意图	49
图 4.2 压力、温度和水蒸气质量浓度随高度的变化	52
图 4.3 水蒸气的连续吸收参数	54
图 4.4 下方探测示意图	56