

文章编号: 1000-8055(2002)05-0582-04

发动机高速排气系统红外辐射特性的数值计算和分析

金捷¹, 朱谷君², 徐南荣², 张小英²

(1 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500;

2 北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 本文以排气系统三维流场数值计算为基础, 采用了封闭腔理论算法及波带透过率计算模型, 通过求解耗散-发射性介质中的辐射传输方程的方法, 对发动机高速排气系统的热空腔辐射、喷气流辐射及热空腔-喷气流组合辐射进行了数值计算, 并将计算结果与发动机实测结果进行了分析比较。研究结果表明, 红外辐射的计算值与实测值相比, 误差不大于 30%, 且其空间分布基本一致。所开发的计算方法与程序可用于排气系统红外辐射特性的数值计算与分析, 基本满足工程设计的需要。

关键词: 发动机排气系统; 红外辐射; 数值模拟

中图分类号: O 434. 11; O 454. 11

文献标识码: A

Numerical Simulation of Infrared Radiation Characteristics for Aeroengine High-Speed Exhaust System

JIN Jie¹, ZHU Gu-jun², XU Nan-rong², ZHANG Xiao-ying²

(1. Chinese Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China;

2 Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The numerical simulation of infrared radiation from cavitation, plume and cavitation-plume composition of aeroengine high-speed exhaust system has been conducted. This is achieved through solving the radiation transfer equation (RTE) of dissipation-emission medium by means of closure domain theory and Goody band model on the basis of 3-D flow field calculation of aeroengine exhaust system. The results of computation have been compared with that of practical engine ground test. The investigation results indicated that the relative tolerance of infrared radiation is less than 30% and the infrared radiation distribution of computation is roughly consistent with that of engine test. The computation methods and code referred could be applied to estimating the infrared radiation of practical aeroengine exhaust system.

Key words: aeroengine exhaust system; infrared radiation; numerical simulation

1 引言

随着红外探测、跟踪及制导技术的发展, 对现代战斗机的红外隐身指标要求也越来越高。由于

战斗机发动机(涡喷或涡扇)的高速排气系统是整机红外辐射的主要来源, 因此, 有必要对其红外辐射特性进行数值计算与分析, 并有针对性地研究各种红外抑制技术, 为低红外排气系统的设计提

收稿日期: 2001- 11- 22; 修订日期: 2002- 01- 13

作者简介: 金捷(1968-), 男, 四川成都人, 中国燃气涡轮研究院喷管专业主任设计师, 高级工程师

供依据。

排气系统红外辐射特性的数值计算是涉及计算流体力学及计算传热学(包括计算辐射学)的综合性数值分析。在以往的研究中,采用了求解耗散—发射性介质中辐射传输方程(RTE)及 Goody 波带模型等方法,解决了高温喷气流红外辐射及热空腔—喷气流组合辐射计算问题^[1],但在流场及壁温计算中采用了较简单的处理方法,没有将排气系统的三维流场计算、壁温计算与红外辐射计算结合起来。同时,计算结果缺乏与实测数据的比较和检验,不能适应工程应用的要求。

本文将排气系统三维流场数值计算、壁温计算与热空腔—喷气流组合辐射计算方法结合起来,解决了计算流体力学与计算传热学耦合计算中的数据流程设计、数据无缝连接等问题,为排气系统红外辐射特性的分析研究提供了具有工程应用价值的数值计算工具。

2 计算方法及数据流程

2.1 流场计算

流场计算的基本方法为一般曲线坐标系下的强守恒形式的 N-S 方程,数值计算格式采用矢量通量分裂有限体积格式,湍流模型为 B-L 代数模型,并采用了 TTM 网格生成和局部网格加密技术;内、外流分开计算,内流场计算域包含了加力筒体及喷管,壁面为无滑移绝热边界条件;外流场计算域包含喷管远后方区域,流场计算结果与试验结果的误差不大于 10%^[2]。

2.2 壁温计算

采用封闭腔理论算法计算燃气与固壁间的辐射换热,以三维内流场参数(温度、压力、速度及 CO_2 、 H_2O 的分压)为基础,分光谱求解封闭腔内的辐射传输方程组(RTE),然后由光谱辐射热流对波长积分得到全波长上的总辐射热流。计算时假设进、出口平面上无净辐射热流。该方法可对任意形状的充满非均匀辐射性气体封闭腔的红外辐射进行三维数值计算,是分析辐射性介质参与的辐射能量交换较为精确的算法。

固壁之间的辐射换热及气体和壁面的对流换热采用半经验、半理论方法计算^[3,4],然后按热平衡方程进行迭代求解,直至最后计算出排气系统各部件的壁温分布。

2.3 红外辐射计算

排气系统的红外辐射包括热空腔辐射、喷气

流辐射以及热空腔—喷流组合辐射。其中热空腔辐射仍采用与壁温计算类似的求解封闭腔辐射传输方程的方法,在已知壁温分布的情况下,计算固壁及气体辐射折合到喷管出口平面向后半球的辐射。喷气流辐射的计算是以排气系统内外三维混合流场参数为基础,通过求解耗散—发射性介质中的辐射传输方程来实现的,辐射传输透过率采用线强度为 s 的指数分布的统计波带模型(Goody 模型)。通过计算,可以得出整个喷气流在空间某一方位角处的辐射强度。热空腔辐射在到达空间某一方位角处的观测点时,必然会经过喷气流及大气的衰减,将经喷气流衰减后的热空腔辐射与喷气流辐射相加,即为最终得到的视在组合辐射强度。

2.4 数据流程

由于红外辐射计算涉及到多个学科(计算流体力学和传热学等),整个计算过程包含了数十个计算程序(模块),各个计算程序之间需要处理和交换大量的数据,如几何参数、网格数据、流场数据、壁温数据及红外辐射数据等。本文在对各个计算程序进行统一的模块化封装基础上,分析和设计了各个模块之间的数据流程,开发了实现各模块间数据无缝连接的数据转换程序,以确保整个计算过程的合理有效^[5]。

3 典型算例

为了验证计算方法的工程实用性及计算精度,以某型实际发动机高速排气系统为典型算例,计算了其内外三维流场及红外辐射特性的空间分布,并与发动机试车实测数据进行了分析比较。该发动机排气系统为轴对称收敛喷管,发动机试车

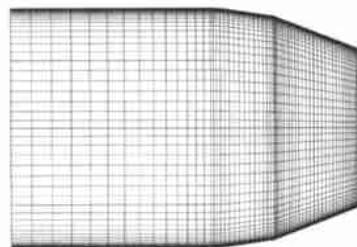


图 1 内流场计算网格

Fig 1 The CFD computation grid of internal flow field

工况为地面中间(不加力)状态,红外辐射观测点距喷管出口距离为 500 m,观测点方位角为 $0^\circ \sim 150^\circ$;测量的红外辐射波长范围为 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 。计算时,内流场网格为 $61 \times 31 \times 37$,外流场网格为 81

$\times 31 \times 37$, 内外流场计算网格分别见图 1 和图 2。

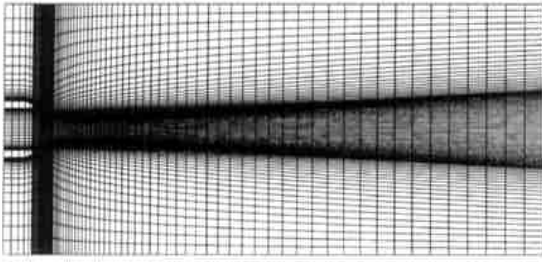


图 2 内外流场计算网格

Fig 2 The CFD computation grid of outer flow field

4 计算结果与分析

4.1 红外辐射特性的空间分布

图 3 和图 4 分别给出了喷气流辐射、热空腔辐射及空腔-喷流组合辐射的空间分布计算值。图中 θ 为空间方位角, $\theta = 0^\circ$ 为发动机正后方; 红外辐射强度单位为 W/sr , “ $\square$ ”为喷流辐射, “ $\circ$ ”为热空腔辐射, “ $\triangle$ ”为空腔-喷流组合辐射。

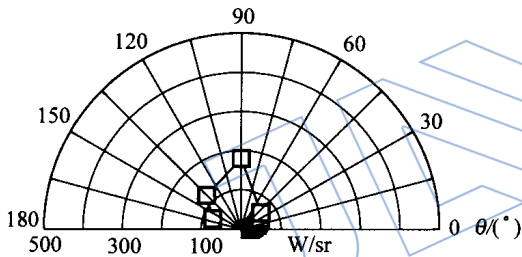


图 3 红外辐射强度的空间分布计算值

Fig 3 The computation distribution of infrared radiation

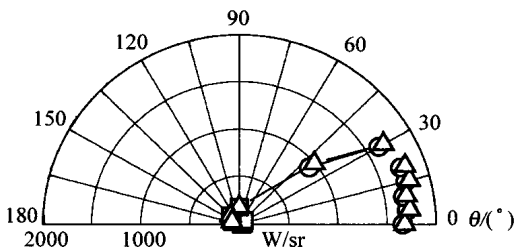


图 4 红外辐射强度的空间分布计算值

Fig 4 The computation distribution of infrared radiation

从图中可看出, 组合红外辐射的空间分布为一不规则的“梨”形, 红外辐射的最大值不在发动机正后方 ($\theta = 0^\circ$), 偏离了一个小的角度 ($\theta = 5^\circ \sim 20^\circ$), 且在 θ 大于 30° 后迅速减小; 在前半球 ($\theta \geq$

90°), 只存在喷气流辐射, 热空腔辐射为 0, 这与理论分析的结果是一致的^[1]。在后半球, 尤其在发动机正后方附近 ($\theta < 30^\circ$), 热空腔辐射约占整个组合辐射的 90% 左右, 比喷气流辐射超出几乎一个数量级 (10 倍)。这表明, 在不加力状态, 排气系统红外辐射的主要来源是后半球的热空腔辐射, 而热空腔辐射的主要来源为排气系统的热部件的固壁辐射, 因此, 降低热部件壁面温度可有效降低后半球的红外辐射, 从而降低后半球尾追攻击的红外寻的导弹的攻击效果。对于具有全向攻击能力的红外寻的导弹, 则在采取措施降低喷气流辐射的同时, 还应将后半球热空腔红外辐射降低到与喷气流辐射同一量级, 从而降低排气系统在空间全方位的红外辐射特征。

4.2 红外辐射计算与实测值的比较

图 5 给出了排气系统红外辐射空间分布的实测数据与组合红外辐射计算结果的比较。图中红外辐射强度单位为 W/sr , “ $\square$ ”为实测值, “—”为计算值。表 1 给出了不同空间方位角处红外辐射计算值、实测值及其相对误差。表中相对误差由下式计算: 相对误差 = $|\text{计算值} - \text{实测值}| / \text{实测值}$, 红外辐射强度单位为 W/sr 。

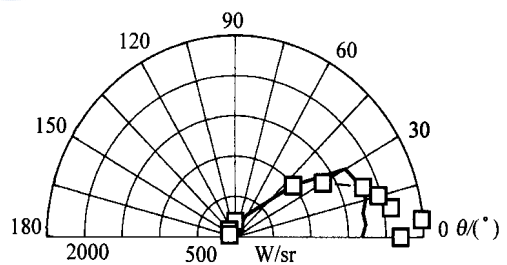


图 5 红外辐射空间分布计算值与实测值的比较

Fig 5 The comparison of computation and experimental results for distribution of infrared radiation

从图 5 及表 1 中可看出, 计算结果与实测结果的红外辐射空间分布基本一致, 仍为一不规则的“梨”形, 与理论分析的结果基本吻合。这表明本文所发展的计算方法和程序是合理、有效的, 计算结果与实测结果的最大相对误差不超过 30%, 可以反映排气系统红外辐射特性的基本规律, 计算精度基本满足工程设计的需要。

同时, 计算与实测结果的比较还表明, 在发动机正后方附近角度 ($\theta < 30^\circ$), 计算值与实测值的误差相对较大, 且计算值总是偏低。这是由于在实际发动机中, 涡轮后支板中心锥及加力稳定器等

表 1 不同空间方位角处红外辐射计算值、实测值及其相对误差

Table 1 The computation values, experimental values and relative errors of infrared radiation in different direction

$\theta/(^{\circ})$	0	5	10	15	20	30	40	90	135	150
计算值/(W /sr)	1689	1745	1728	1796	1794	1695	996	181	123	77
实测值/(W /sr)	2200	2490	2100	1970	1810	1350	1000	190	120	80
相对误差/%	23.2	29.9	17.7	8.8	0.9	25.6	0.4	4.8	2.3	3.8

部件均为高温热部件,在 θ 较小时,其固壁热辐射并不能完全被加力筒体及喷管部件所遮挡,而形成了热空腔辐射的一部分。但在热空腔辐射计算中,由于假设排气系统进出口平面净辐射热流为零,并未考虑这部分固壁热辐射对热空腔辐射的贡献,因此, θ 小于 30° 计算值偏低较多。随着 θ 的增大,这部分固壁辐射被遮挡,计算假设条件与实际情况相符,从而使计算值与实测值的误差迅速减小。

5 结 论

- (1) 本文所开发的发动机高速排气系统红外辐射特性计算方法和程序在地面试车条件下,红外辐射计算值与实测值相比误差不大于 30%,且其空间分布基本一致,可以基本满足工程设计的需要。
- (2) 计算结果表明在地面不加力状态下热空腔辐射是排气系统后半球红外辐射的主要组成部

分,而在前半球只有喷气流辐射,但量级很小,热空腔辐射为零。

(3) 由于计算热空腔辐射时未考虑排气系统进口平面的固壁热辐射,在 θ 小于 30° 时,红外辐射的计算值低于实测值。

参考文献:

[1] 徐南荣,朱谷君.热空腔—喷气流的组合辐射[J].航空动力学报,1995,10(3): 295- 298

[2] 金捷,王强.轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究[J].航空动力学报,2001,16(4): 394- 397.

[3] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等.气膜冷却[M].北京:科学出版社,1985

[4] 西格尔 R.热辐射传热[M].北京:科学出版社,1990

[5] 金捷.航空发动机排气系统数值模拟技术的初步研究[J].燃气涡轮试验与研究,2001,(3): 44- 47.

(责任编辑 吴一黄)