

飞机尾向的红外辐射特性计算

吴剑锋, 何广军, 赵玉芹

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘要:为研究飞机尾向的红外辐射特性,首先利用计算流体力学软件 FLUENT 对飞机尾向流场进行了数值模拟,得到了尾向流场的温度分布情况;对飞机发动机尾喷管和尾焰的红外辐射进行了建模,得出了飞机尾向红外波段辐射强度的 FLUENT 计算结果,为红外制导防空导弹武器系统的设计和应用提供了参考依据。

关键词:红外辐射;辐射强度;流场;计算流体力学

中图分类号: V231.1 **文献标识码:**A **文章编号:** 1009-3516(2006)06-0026-03

研究飞机的红外辐射特性有着重要意义,它是红外预警、跟踪、探测、引爆及制导的基础和依据^[1]。本文从基本理论与工程计算模型结合的角度出发,利用流体力学和红外辐射理论推导出一种适用于飞机红外辐射强度计算的工程计算方法。它的导出,既为红外制导防空导弹武器系统的设计和应用提供必要的参考数据^[2],又可以弥补实际测量工作的不足。

1 飞机尾喷管和尾焰的流场数值模拟

由于拉瓦尔喷管内强体积力导致的强烈耦合流动,需要考虑采用耦合解法,同时显式求解占用的计算机内存资源较少,因此采用了 FLUENT-2D 求解器中耦合显式求解方法,针对在二维喷管内的定常流动进行求解。考虑到加力状态对红外辐射贡献大小的原因,设置的飞机飞行高度为 $H = 3\ 000\ \text{m}$,飞行马赫数 $M = 0.7$,发动机工作状态为全加力状态;数值模拟的基本计算参数为:①入口边界条件:喷管是亚音速入口,给定的总温 $T^* = 2\ 064\ \text{K}$,总压 $P^* = 2.75\ \text{Pa}$,入口流动角 $\theta = 0^\circ$;②出口边界条件:喷管出口为超音速出口, $T^* = 275\ \text{K}$, $P^* = 0.75\ \text{Pa}$;③壁面边界条件:采用无滑移边界条件,且认为固体壁面是不可渗透的,壁面是绝热的,温度梯度为0,即 $\left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_w = 0$ 。

图1分别为 FLUENT 模拟的定常情况下全加力状态喷管内燃气射流和尾焰的温度、压力以及速度分布云图。

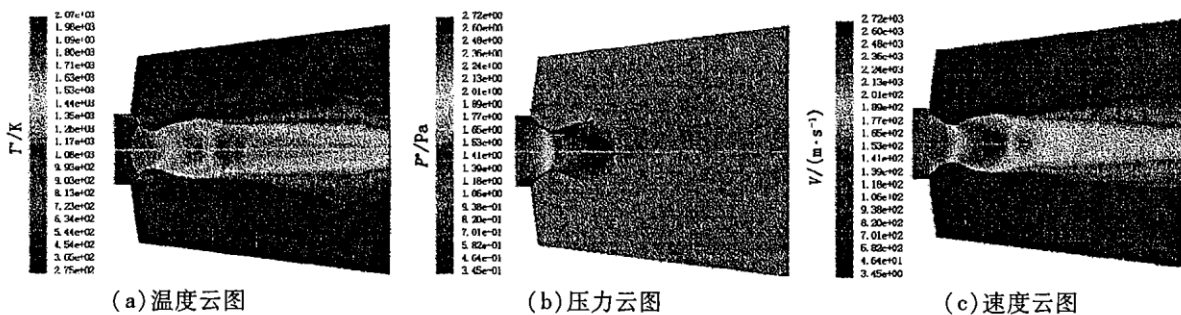


图1 尾喷管和尾焰流场温度、压力以及速度分布云图

收稿日期:2005-09-09

基金项目:陕西省自然科学基金资助项目(2004F19)

作者简介:吴剑锋(1981-),男,陕西扶风人,硕士生,主要从事导弹引信技术研究。

2 飞机尾向红外辐射强度计算模型

2.1 飞机发动机尾喷管的辐射强度计算建模

喷气式飞机发动机尾喷管的红外辐射,在整个飞机的辐射中占有主要地位^[3]。在工程计算中,可把它考虑成灰体,发射率为 0.9,温度为喷管内气体温度,面积等于排气喷嘴的面积,其辐射强度与发动机的类型、温度和喷管面积有关。假设尾喷管内腔各点的温度是均匀的,并且呈漫反射特性,因此尾喷管的总辐射度为

$$M = \sigma T^4 \tag{1}$$

辐射功率为

$$P = \varepsilon M \pi D^2 / 4 \tag{2}$$

式中, D 为喷管直径, ε 为喷管发射率。

实际的红外装置总是在一定的波长范围内工作的,因此辐射度的计算为

$$M_{\lambda_1-\lambda_2} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon_{\lambda} M_{\lambda} d\lambda \tag{3}$$

式中, M_{λ} 为黑体的光谱辐射度:

$$M_{\lambda} = \frac{2\pi hc^5}{\lambda^5} \frac{1}{\exp(hc/\lambda K_B T) - 1} \tag{4}$$

辐射亮度和辐射强度的波段值计算公式为

$$L_{\Delta\lambda} = \frac{\varepsilon}{\pi} \int_{\lambda_1}^{-\lambda_2} M_{\lambda} d\lambda \tag{5}$$

$$I_{\Delta\lambda} = L_{\Delta\lambda} \Delta A \cos\theta \tag{6}$$

式中, θ 为喷口截面法线与观察方向夹角, ΔA 为喷口面积。

2.2 飞机发动机尾焰的辐射强度计算建模

发动机排出的高温热气体和粒子形成的尾焰辐射比较复杂,主要是燃烧后生成的二氧化碳和水蒸汽辐射,它们是选择性辐射体,具有不连续的带状或带状光谱,在不同波长上的红外辐射量有较大波动^[4]。应用于工程计算,本文采用了经验方法进行计算,模型视图如图 2 所示。

在给定的红外波谱($\lambda_1 - \lambda_2$) 区域,辐射强度按下式计算:

$$I = A \cos\theta \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon L_b(\lambda, T) d\lambda \tag{7}$$

式中: A 为辐射源面积; θ 为探测方向与红外辐射面法向量的夹角; $L_b(\lambda, T)$ 为黑体光谱辐射强度。对于灰体而言,红外辐射强度为

$$I = A \varepsilon \frac{\sigma T^4}{\pi} \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_b(\lambda, T) d\lambda}{\int_0^{\infty} L_b(\lambda, T) d\lambda} \cos\theta = A \varepsilon \frac{\sigma T^4}{\pi} [F(\lambda_2 T) - F(\lambda_1 T)] \cos\theta \tag{8}$$

式中, $F(\lambda T) = \frac{1}{\sigma T^4} \int_0^{\lambda} L_b(\lambda, T) d\lambda$, 其值可查阅黑体 $F(\lambda T)$ 函数表得到。

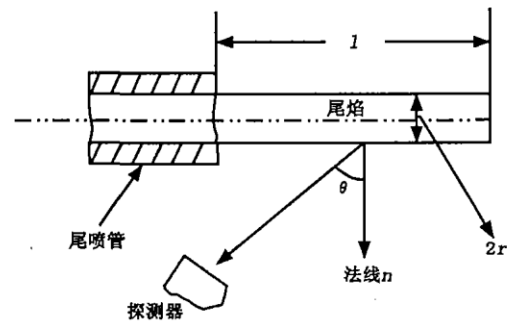


图 2 简化的尾焰模型示意图

3 计算结果与分析

在前面 FLUENT 计算出流场温度分布的基础上,取喷管温度 $T=900\text{ K}$, $\Delta A=0.4359\text{ m}^2$, 辐射系数 $\varepsilon=0.9$; 尾焰温度 $T=750\text{ K}$, 高温区长度为 2 m , 辐射系数 $\varepsilon=0.5$ 。分别对水平面 $3\mu\text{m}-5\mu\text{m}$ 和 $8\mu\text{m}-12\mu\text{m}$ 两个大气窗口不同方位角时的红外辐射强度进行了计算, 计算结果示于表 1 和表 2。

表 1 $3\mu\text{m}-5\mu\text{m}$ 波段不同方位角时的辐射强度

方位角 $\theta/(\circ)$	尾喷管/ $(\text{W}\cdot\text{sr}^{-1})$	尾焰/ $(\text{W}\cdot\text{sr}^{-1})$
0.00	0.00	0.00
20.00	0.00	444.30
40.00	0.00	835.01
60.00	0.00	1 125.02
80.00	0.00	1 279.32
100.00	187.31	1 279.32
120.00	539.35	1 125.02
140.00	826.33	835.01
160.00	1 013.64	444.30
180.00	1 078.69	0.00

表 2 $8\mu\text{m}-12\mu\text{m}$ 波段不同方位角时的辐射强度

方位角 $\theta/(\circ)$	尾喷管/ $(\text{W}\cdot\text{sr}^{-1})$	尾焰/ $(\text{W}\cdot\text{sr}^{-1})$
0.00	0.00	0.00
20.00	0.00	209.15
40.00	0.00	393.08
60.00	0.00	529.59
80.00	0.00	602.63
100.00	57.16	602.23
120.00	164.59	529.59
140.00	252.17	393.08
160.00	309.33	209.15
180.00	329.18	0.00

对比表 1、表 2 可知, 飞机发动机热辐射的能量主要分布在中红外 $3\mu\text{m}-5\mu\text{m}$ 范围内, 当飞机发动机处在加力状态下, 尾焰辐射比尾喷管大好几倍, 成为飞机的主要辐射源, 红外成像探测仪可以利用这一窗口的尾焰辐射来探测目标; 在 $8\mu\text{m}-12\mu\text{m}$ 窗口, 尾焰与尾喷管辐射强度相当。因此, 如果考虑尾焰辐射被遮挡情况下, 即在前向或侧向进行跟踪探测时, $8\mu\text{m}-12\mu\text{m}$ 红外波段具有较强辐射强度可用; 如果考虑尾焰辐射无遮挡情况, 即在侧向或尾向进行跟踪探测时, $3\mu\text{m}-5\mu\text{m}$ 红外波段具有较强辐射强度可用。

参考文献:

- [1] 小哈德逊 RD. 红外系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.
- [2] 徐南荣, 卞南华. 红外辐射与制导[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997.
- [3] 常新杰. 飞机红外辐射建模与软件开发[D]. 西安: 西北工业大学, 2000.
- [4] 韩占忠, 王 敬, 兰小平. FLUENT 流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京: 理工大学出版社, 2004.

(编辑: 田新华)

The Calculation for Strength of Infrared Radiation in the Opposite Direction of the Airplane

WU Jian-feng, HE Guang-jun, ZHAO Yu-qin

(The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China)

Abstract: First, a numerical simulation of the fluid field is performed in the opposite direction of the airplane by using CFD software - FLUENT, so the distribute situation of the temperature is attained. Then, a model of the radiation from the nozzle of the turbojet engine and exhaust gases of the airplane is built. The total radiance and that in the above IR band are obtained by FLUENT, which provides a basis for the IR guidance air-defense weapon system design and application.

Key words: IR radiation; radiant intensity; fluid field; CFD