

文章编号: 1672-8785(2010)06-0019-04

飞机红外特征研究

杜石明¹ 陈善静¹ 王 飞²

(1. 解放军电子工程学院, 安徽合肥 230037;

2. 94362 部队, 山东青岛 266111)

摘 要: 红外成像探测和跟踪技术促使飞机红外隐身技术得到了相应的发展。为了达到飞机隐身的目的, 首先应对飞机的红外特性进行研究。本文分析了影响飞机红外辐射特性的主要因素, 并从工程计算与实际应用的需求出发, 在以往计算方法的基础上, 通过优化比较, 给出了一种计算尾流、尾喷管、蒙皮和蒙皮反射阳光的红外辐射的方法。最后通过计算表明, 该方法实用可靠, 符合工程计算与应用的要求。

关键词: 飞机; 尾流; 尾喷管; 蒙皮; 反射; 红外辐射

中图分类号: V23.1 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2010.06.005

Study of Infrared Signatures of Aircraft

DU Shi-ming¹, CHEN Shan-jing¹, Wang Fei²

(1. Electronic Engineering Institute, Hefei 230037, China;

2. 94362 of PLA, Qingdao 266111, China)

Abstract: The aircraft stealth technology is developed correspondingly with the development of infrared imaging detection and tracking technologies. To let an aircraft be stealth, the infrared signatures of it should be analyzed. The main factors which have influence on infrared radiation characteristics are analyzed. On the basis of the traditional calculation methods, a method for calculating the infrared radiation from the exhaust gas, nozzle and skin of an aircraft and the solar radiation reflected from the aircraft skin is given. The calculation result shows that the calculation method is practical and reliable and can meet the requirements of engineering calculation and practical application.

Key words: aircraft; exhaust gas; nozzle; skin; reflection; infrared radiation

1 引言

红外成像跟踪技术发展迅速, 并已被广泛运用于成像制导武器中, 这使得飞机的生存面临着巨大的挑战。因此, 对飞机红外特征的研究有助于全面掌握飞机红外特性的细节, 并可为飞机红外热像的模拟以及飞机的隐身设计提供重要的理论基础。影响飞机红外特性的因素有很多, 根据观察方向(迎头和尾追), 飞机的红外辐射可以分成两部分, 即前半球部分(迎头观察)

和后半球部分(尾追观察), 其中后半球上最主要的辐射源是飞机的尾喷口。由于在前半球上看不到它, 所以前半球的辐射源以尾流、尾喷管的外露部分和受空气动力加热的蒙皮为主, 而飞机蒙皮上所反射的直射阳光, 则是飞机的反射辐射的主要成分。下面以喷气式飞机为例, 对其进行介绍和分析。

2 尾流的红外辐射

2.1 空间分布

收稿日期: 2009-11-23

作者简介: 杜石明(1983-), 男, 四川广元人, 硕士研究生, 主要研究方向为目标红外特性。E-mail: dushim@126.com

在亚临界的情况下,采用亚临界紊流射流的计算方法^[1]得出的温度场与非加力状态下实测的温度场相当接近。超临界的尾流流场计算较为复杂,它需要通过求解流体力学的 Navier-Stokes 方程来获得流场的解;在加力状态下,它还需要求解带化学反应的 N-S 方程。

图 1 为某型机在非加力和加力状态下尾流辐射场的空间相对分布的计算图线。从图中可以看出,非加力和加力状态下尾流辐射强度的空间相对分布形状大体相似,只是加力状态下前半球辐射的比值要比非加力状态下的大不少。从绝对值上来说,加力状态下后半球的辐射大约为非加力状态下的 300 倍,两者的不同方向辐射量的比值也有些差别,但差别不大^[2]。

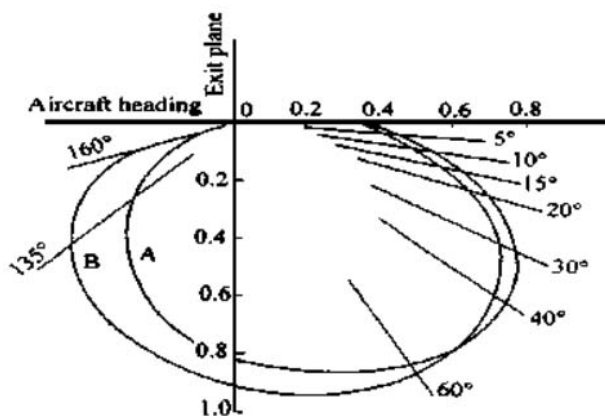


图 1 尾流辐射的空间相对分布图

(A- 非加力; B- 加力)

2.2 光谱分布

航空煤油燃烧后,从喷口排出的高温气流主要是二氧化碳和水蒸汽,它们都是选择性辐射体。约在 $2.7\mu\text{m}$ 和 $4.3\mu\text{m}$ 区中,尾流的辐射相当大。而大气中也含有水蒸汽和二氧化碳,因此,在这种波长下往往容易引起大量吸收,但是由于尾流的温度比大气的高,在此波长下尾流辐射的谱带宽度也更宽些,所以某些弱谱线的辐射就越出了强大的大气吸收范围,而传输中的衰减比大气谱带中的要小得多,这个现象在 $4.3\mu\text{m}$ 处的 CO_2 吸收带内最为明显。

2.3 尾流辐射的计算方法

发动机工作时,自尾喷口排出的大量尾流废气主要是 CO_2 和 H_2O , 它们是选择性辐射体,具有不连续的线状或带状光谱。在不同波长上,红外辐射的量有较大的波动。尾流的红外辐射特征受尾流气体的成分、密度、几何形状及动力装置的各种工作状态等一系列因素所制约。从理论上讲,研究尾流的红外辐射特征是十分困难的。为了便于工程应用,我们可以根据实际的测试来进行近似估算。中波段的研究和实际测试表明^[3],尾流在中波段的辐射主要是 CO_2 的 $4.3\mu\text{m} \sim 4.8\mu\text{m}$ 辐射带。根据文献^[4]我们可以看出,在计算时应当考虑 $4.1\mu\text{m} \sim 4.2\mu\text{m}$ 和 $4.3\mu\text{m} \sim 4.8\mu\text{m}$ 这两个辐射带。根据文献^[5]中的计算方法,尾流的温度与尾喷口的温度有关,其计算公式为

$$T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (1)$$

式中, T_2 为通过排气嘴膨胀后的气体温度 (K), T_1 为尾喷嘴里的气体温度 (K), P_2 为膨胀后的气体压力 (Pa), P_1 为尾喷嘴里的气体压力 (Pa), γ 为气体的定压热容量和定容热容量之比。对于燃烧物, $\gamma = 1.3$; 对于现代亚音速飞行的涡轮喷气式飞机, P_1/P_2 的值约为 0.5。式 (1) 则变为

$$T_2 = 0.85T_1 \quad (2)$$

根据此温度,得到相关波段内尾流的光谱辐射亮度为

$$L_{\Delta\lambda} = \frac{\varepsilon_2}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{\lambda} d\lambda \quad (3)$$

式中, ε_2 为尾流的等效发射率,积分区域 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 分别为 $4.1\mu\text{m} \sim 4.2\mu\text{m}$ 和 $4.3\mu\text{m} \sim 4.8\mu\text{m}$ 。

3 尾喷管露出部分的红外辐射

尾喷管实际上是用于排放气体的圆筒形腔体。按照哥福理论^[6],可把尾喷管看成是一个长度与半径的比值 (L/R) 在 3 ~ 8 的黑体辐射源。就现在的发动机而言,高达 700°C 的排出气体温度使其只能在短时间内使用。在长时间飞行中,它能经受的温度最大值为 $500^\circ\text{C} \sim 600^\circ\text{C}$,而在

低速飞行时, 该温度最大值可降到 350℃ 或 400℃。作为工程计算, 可以假定喷管构成的空腔的辐射温度等于排出气体的温度, 于是就可以把尾喷管看作是有效发射率为 0.9 的灰体。

超音速飞机的发动机一般都有一小段喷管暴露在蒙皮之外, 其长度在 40cm ~ 80cm 之间。喷管的温度大约为末级涡轮气流温度的 70%。它可由下式计算得出:

$$I_{\text{露出喷管}} = \frac{n\varepsilon\sigma T^4}{\pi} A_T \cos\theta \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{b\lambda} / \int_0^\infty M_{b\lambda} d\lambda \quad (4)$$

式中, ε 为喷管的发射率, $\varepsilon \approx 0.9$; T 为喷管的温度 (K), 约为末级涡轮温度的 0.7 倍; A_T 为喷管的轴向投影面积 (cm^2); θ 为露出喷管表面的法线与观察方向的夹角 ($^\circ$); σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数。

4 蒙皮的红外辐射

飞机在大气中作高速运动时, 气流的动能会使蒙皮发热。与蒙皮贴近的气流称为附面层。它在飞机的前部时经常是层流, 即气流平滑地横切过表面; 在飞机的后部时往往变为紊流, 即气流处于扰动状态。飞机在 12km 高空 (同温度) 航行时, 其附面层是层流, 此时由空气动力加热的蒙皮驻点温度即气流由动能完全变成势能时, 蒙皮上某些点的强度为

$$T_s = 216.7(1 + 0.164Ma^2) \quad (5)$$

式中, Ma 为飞机飞行的马赫数。

在其他高度飞行时, 航速小于 $1Ma \sim 10Ma$ 之间的蒙皮驻点温度为

$$\begin{cases} T_s = T_o(1 + 0.164Ma^2) & (\text{层流}) \\ T_s = T_o(1 + 0.174Ma^2) & (\text{紊流}) \end{cases} \quad (6)$$

式中, T_o 为飞机周围大气的温度 (K)。值得注意的是, 给定高度下的温度还依赖于气候条件和地理位置。用上述方程计算得出, 在给定的速度与高度下, 最高蒙皮温度出现在热带条件。例如在热带环境中, 5Ma 速度和 50000ft 高度下的蒙皮温度约 602K, 但在 10Ma 速度和 100000ft

高度下, 蒙皮温度可增加到 1678K。在热带条件下, 参数 T_o 的值在 30000ft 时为 243K, 在 50000ft 时为 203K, 在 100000ft 时为 232.5K [7]。

图 2 为飞机的蒙皮温度与其速度和飞行高度的关系图。

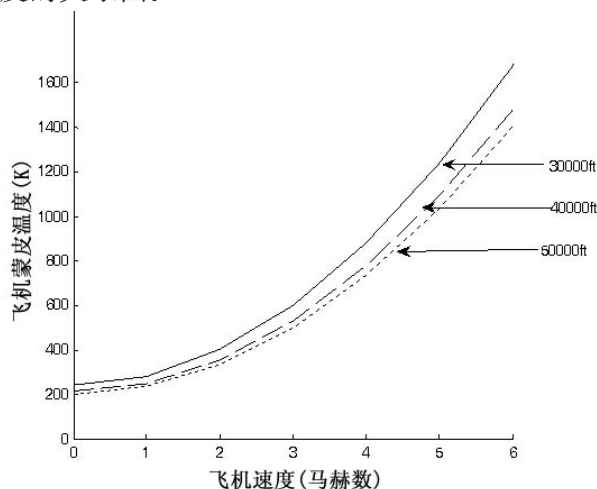


图 2 飞机蒙皮温度与速度和飞行高度的关系图

知道蒙皮的驻点温度后, 其辐射强度可由下式计算:

$$I_{\text{蒙皮}} = \frac{\varepsilon}{\pi} \sigma T^4 \left(A_{\text{机翼}} \cos\theta + A_{\text{机身}} \cos\theta \right) \times \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{b\lambda} / \int_0^\infty M_{b\lambda} d\lambda \quad (7)$$

式中, ε 为蒙皮的发射率 (对于涂银漆蒙皮, $\varepsilon \approx 0.65$), $A_{\text{机翼}}$ 指机翼的蒙皮面积 (cm^2), $A_{\text{机身}}$ 为机身的投影面积 (cm^2); θ 为机身、机翼蒙皮法线与观察方向的夹角 ($^\circ$); σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数。

5 蒙皮反射阳光的辐射

太阳可近似为 5900K 的黑体, 它的辐射能量经大气吸收后会衰减 35% 左右, 所以其投射到地球表面的有效照度为 $913.6 \times 10^{-4} \text{W/cm}^2$ 。假如大气中的可降水量为 13.7mm, 那么太阳的辐射能量在几个主要大气窗口中所占的比例如下: 从紫外到 $1.4\mu\text{m}$ 占 90.8%; $1.4\mu\text{m} \sim 1.8\mu\text{m}$ 占 5.2%; $1.9\mu\text{m} \sim 2.6\mu\text{m}$ 占 2.65%; $2.9\mu\text{m} \sim 5.2\mu\text{m}$ 占 1.27%; $8\mu\text{m} \sim 14\mu\text{m}$ 占 0.11%。飞机蒙皮的表面都经过处理, 涂有银漆或白漆等保护层。这些涂层对阳光的反射光谱近似于太阳光谱,

而且绝大部分是由蒙皮反射到大气中的, 其中反射阳光的辐射强度可用下式计算:

$$I_{\text{日光}} = \frac{E_s}{\pi} (1 - \alpha) A_T \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{b\lambda} / \int_0^{\infty} M_{b\lambda} d\lambda \quad (8)$$

式中, E_s 为太阳的有效照度, A_T 为蒙皮被阳光直射的投影面积 (cm^2), α 为吸收系数。对于银漆, $\alpha = 0.54$ 。

6 举例计算及说明

利用波音 707 喷气运输机的特性进行计算, 并假设飞机在 10668m 的高度上以马赫数 $\text{Ma}=0.8$ 的速度飞行。假定发动机工作在最大巡航推力, 并且把尾流和尾喷管外露的辐射用尾喷嘴的热辐射代替, 计算结果如表 1 所示。

表 1 波音 707 尾流辐射计算结果

	707-320B(涡轮风扇)	707-320(涡轮喷气)
单台发动机		
离开尾喷管的排出气体温度 ($^{\circ}\text{C}$)	370	337
尾流在 $4.4\mu\text{m}$ 带的辐射亮度 ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{sr}$)	0.56×10^2	0.42×10^2
尾喷管在 $3.2\mu\text{m} \sim 4.8\mu\text{m}$ 的有效辐射亮度 ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{sr}$)	0.14×10^4	0.109×10^4

表 2 波音 707-320 和 707-320B 的辐射量

	707-320(涡轮喷气)	707-320B(涡轮风扇)
整个飞机的辐射量 (W/sr)	7901	6020
$3.2\mu\text{m} \sim 4.8\mu\text{m}$ 波段的有效辐射强度 (W/sr)	2103	1520

7 结束语

由于飞机是一种复杂的目标, 它的红外特征受各种因素的影响, 这就使得对飞机红外特征的研究变得更加复杂。因此, 本文在参考前人研究的基础上, 从红外辐射理论出发, 对影响飞机的主要辐射源进行了分析并给出了基本的计算方法, 为以后的进一步研究打下了基础。

参考文献

- [1] 阿勃拉莫维奇 H. 实用气体动力学 [M]. 北京: 商务印书馆, 1953.

由表 1 可知, 在满额功率的情况下 (但没有加力燃烧), 即使按尾流的最热点 (即气体刚离开排气喷嘴的点) 来计算, 尾喷嘴的辐射亮度也是尾流的 25 倍。因此, 在无加力燃烧的情况下, 计算最大探测距离时可忽略尾流的辐射。但是, 如果以前半球或者看不见尾喷嘴的方位来看飞机, 尾流的辐射则不能被忽略。表 2 的数值是在某些条件假设的基础上计算得到的, 这是因为对于蒙皮的计算很复杂, 它与气动力学形状、飞机的速度和飞行高度及大气条件有关, 所以数值仅仅是从工程计算上来考虑的。从表 2 可以看出, 采用不同的发动机对飞机红外辐射的影响很大, 因此选择适当的发动机对飞机的红外隐身性能有着重要的指导意义。

- [2] 徐南荣, 瞿荣贞. 飞行器的红外特性 [J]. 红外与激光工程, 1999, 28(1): 9-14.
- [3] 周鼎新. 喷气式飞机迎头方向红外辐射强度的计算方法和初步验证 [J]. 红外研究, 1982 (4): 247-256.
- [4] Hudson R D. Infrared system engineering [M]. Wiley-Inter science John Wiley & Sons, 1969: 85-103.
- [5] 窦晓牧. 喷气式飞机全向红外辐射特性计算方法 [J]. 红外技术, 1997, 19(5): 5-7.
- [6] 白长城, 张海兴, 方潮宝. 红外物理 [M]. 北京: 电子工业出版社, 1989.
- [7] 杰哈著, 张孝霖, 陈世达, 舒郁文, 等译. 红外技术应用 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.