

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

周鼎新

(上海新跃仪表厂)

摘要——如何计算喷气式飞机迎头红外辐射强度，是红外系统设计师和广大应用者所关切的问题。本文分析了喷气式飞机迎头方向的各种红外辐射源，提出有关计算主要红外辐射源的方法，最后通过靶机试验对计算结果进行初步验证。

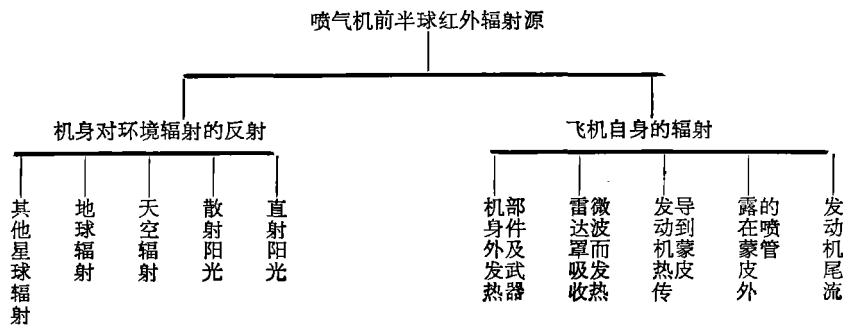
一、前言

研制对飞机进行接近全向探测、搜索及跟踪的被动式红外系统，必须正确计算飞机的辐射强度，特别是处于临近状态的喷气式飞机的红外辐射强度。关于飞机后半球辐射强度的计算方法，已见于文献[1~3]。作者曾根据实验结果提出螺旋桨飞机前半球辐射强度的摹拟计算公式^[4]。本文则着重探讨喷气式飞机迎头方向的红外辐射强度的计算方法。鉴于研究对象存在的诸多变化因子，本计算方法具有一定的适用范围。

二、喷气式飞机前半球红外辐射源

如众所知，不论是用涡喷发动机或用涡扇发动机的飞机，红外辐射来源于自身辐射及对

表 1 喷气机前半球红外辐射源的分类



本文 1982 年 8 月 6 日收到。

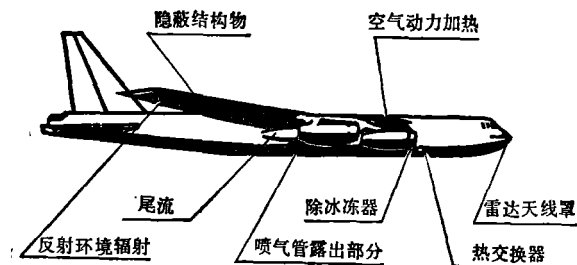


图1 喷气式飞机

环境辐射的反射。飞机自身的主要辐射源是尾喷口, 由于在前半球看不到它, 所以, 前半辐射源以尾流、尾喷管外露部分和受气动加热的蒙皮等为主(参见图1)。而飞机蒙皮上所反射的直射阳光, 则是飞机反射环境辐射中的主要部分, 它在近红外区占有重要份额, 详见表1。表中的次要辐射源, 如雷达天线罩, 发热器筒等, 在一般计算中可忽略。

三、前半辐射源红外总辐射强度 J_{Σ} 的计算

设 $J_{\text{尾流}}$ 为尾流在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度 (W/sr), $J_{\text{蒙皮}}$ 为蒙皮在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度 (W/sr), $J_{\text{外露喷管}}$ 为露于蒙皮外的喷管在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内的辐射强度 (W/sr), $J_{\text{日光}}$ 为蒙皮在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内所反射的阳光的辐射强度 (W/sr), 则

$$J_{\Sigma} = J_{\text{尾流}} + J_{\text{蒙皮}} + J_{\text{外露喷管}} + J_{\text{日光}} + \dots \quad (1)$$

1. 尾流辐射强度 ($J_{\text{尾流}}$) 的计算

尾流是亚音速喷气式飞机在前半球的主要辐射源。计算 $J_{\text{尾流}}$ 必须掌握尾流高温区的温度、光谱辐射亮度 (N) 及各等温区的体积, 并根据实际光路的长度及大气数据绘出大气对尾流发射光谱吸收后的频谱图, 求出等效的便于分析计算的 CO_2 发射光谱带。我们认为, 只有尽可能多地掌握事物本身的主要方面及其关联方面, 才能使计算更接近事实。然后根据一般规律把计算方法简化, 以适应工程计算要求。

从实验知, 尾流的辐射光谱主要取决于尾流的成分、温度与压力。航空煤油在燃烧后的主要产物及其发射带见表2。

表2 喷气发动机尾流成分和发射带^[6]

成分	主发射带的中心波长 (μm)
H_2O	0.94, 1.14, 1.38, 1.88, 2.66, 2.74, 3.17, 6.27
CO_2	1.96, 2.01, 2.06, 2.69, 2.77, 4.26, 4.68, 4.78, 4.82, 5.17, 15.0
CO	1.573, 2.345, 4.663
HCl	1.198, 1.764, 3.465
NO	2.672, 5.30
NO_2	4.50, 6.17, 15.4
N_2O	2.87, 3.90, 4.06, 4.54, 7.78, 8.57, 16.98
OH	1.00, 1.03, 1.08, 1.14, 1.21, 1.29, 1.38, 1.43 1.50, 1.58, 1.67, 1.76, 1.87, 1.99, 2.15, 2.80 2.94, 3.08, 3.25, 3.43, 3.63, 3.87, 4.14, 4.47
SO_2	4.0, 4.34, 5.34, 7.35, 8.69

从尾流发射光谱图(见图2)中分析^[5], 在燃料经发动机燃烧后的众多生成物中, CO_2 及水蒸汽是主要成分。由于刚排出飞机喷口的尾流处于高温高压状态, 故气体分馏成双原子

和三原子分子时的发射光谱呈带状增宽光谱，它的带宽要比处于常温态的相同分子的强吸收光谱带要宽，这对 CO_2 发射带更为明显。鉴于尾流的峰值辐射随燃料中所含的碳-氢比例 (C/H) 增加而提高，随燃料燃烧效率的下降而递减，尾流辐射强度随燃料 (F) 和氧 (O) 的比例改变而急剧变化，如图 3 所示。图 3 中， $\text{O/F}=1.5$ 是燃料多于氧的状态， $\text{O/F}=3.5$ 是符合化学计量比的状态， $\text{O/F}=6$ 是富氧状态。从实测发现，当 $\text{O/F}=1.8\sim 2$ 时， $4\sim 5.5\ \mu\text{m}$ 的红外辐射强度最高(试验高度 12.2 km，视角为 90°)^[11]。

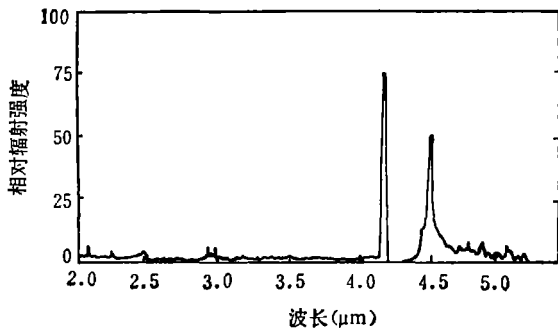


图 2 喷气式飞机尾流发射光谱图

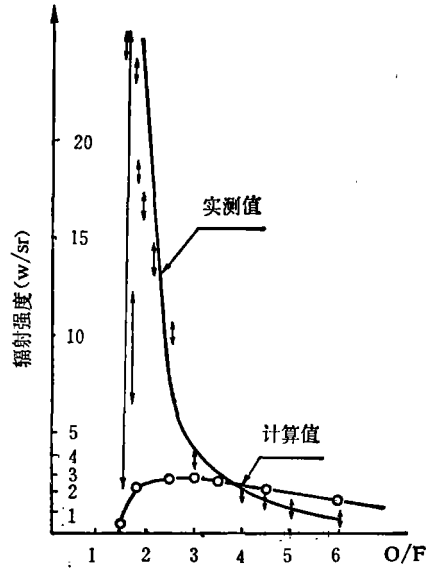


图 3 尾流辐射强度随氧/燃料比变化的关系

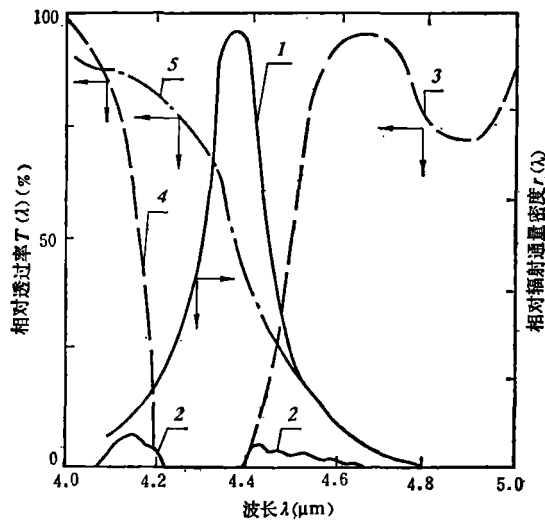


图 4 经大气吸收后的尾流辐射光谱图

曲线：1—尾流 (573~873 K) 经 80 m 大气吸收后辐射光谱；
 2—尾流 (573~873 K) 经 10 km (100 mm 沉淀水) 大气吸收后辐射光谱；
 3、4—10 km 光程 CO_2 的光谱透射曲线；
 5—含 100 mm 沉淀水量的光路的光谱透射曲线

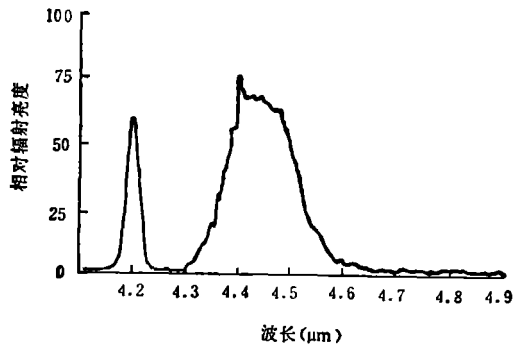


图5 经0.2km大气衰减的尾流辐射光谱

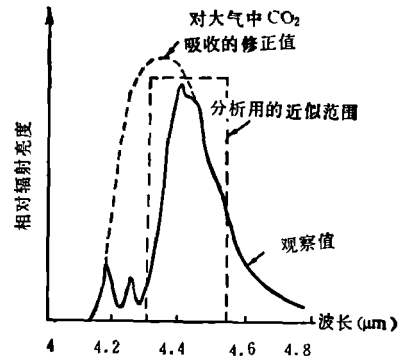


图6 CO₂4.4μm发射带谱

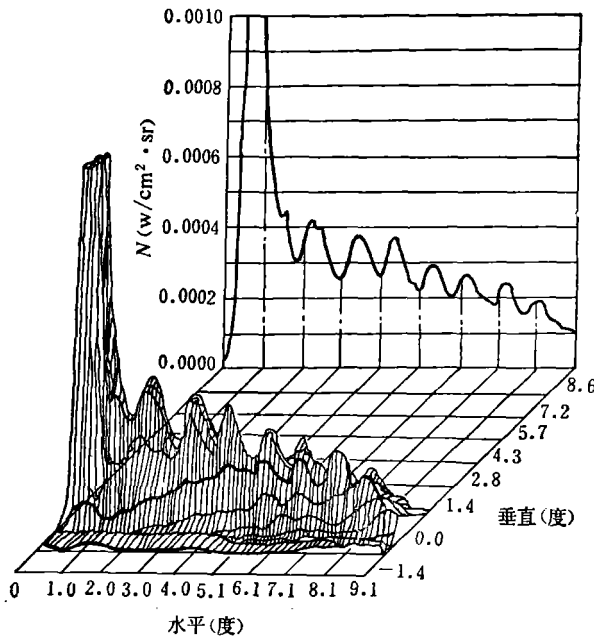


图7 用热象仪测量的尾流数据

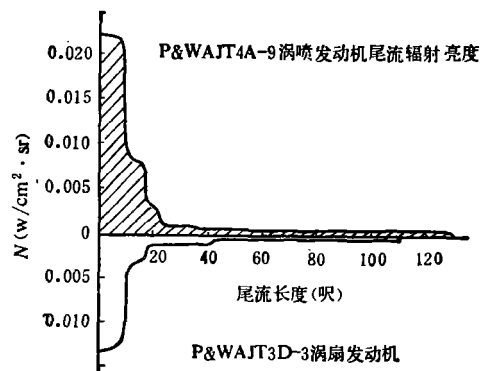


图8 尾流辐射亮度

图4曲线1表示573~873K的尾流发射频谱。当高温尾流的厚度超过一米，其光谱辐射亮度接近黑体。它在通过10km海平面光路后(含沉淀水量100mm)，被剧烈衰减，只剩下图4曲线2所表示的两条很狭窄的发射带。即使只经过200m(图5)的大气吸收，尾流发射带也会发生明显的变化^[6]。文献[3]报道，在分析尾流中CO₂发射带时，用图6中4.3~4.55μm区间积分的等效面积作计算，不难判别，这对于近距离目标尾流的计算是适当的。但是，当海平面光路增加到5km以上时，4.3~4.4μm的CO₂主发射带几乎全部被吸收，只剩下4.5μm以后的一小段发射带。相反，并不引人注目的4.1~4.2μm发射带，因大气吸收很少而变为不可忽视的因素。显然，用4.3~4.55μm CO₂发射光谱作计算时的等效面积，不可能和不同光程的大气吸收系数都相关，为此，在计算远距离飞机尾流时，有必要计入4.1~4.2μm的发射带。

尾流的辐射亮度是随离喷口截面距离的增加而急剧下降的, 图 7 是用 AGA-680 红外热象仪对尾流实测的数据^[7]。近喷口截面处的尾流辐射亮度最高。假如把 JT4A 涡喷发动机和 JT3D 涡扇发动机在海平面最大推力的尾流各等温区进行计算并用辐射亮度表示, 也可以看到尾流最大辐射亮度区是在喷口附近, 见图 8。在七十年代末, 我们用 AGA-750 红外热象仪对双涡喷飞机和单涡喷飞机进行初步观测, 假如在地面的工作条件与在三千米高度巡航速度的工作参数(末级涡轮后温度, 发动机转速, 耗油量等)基本相同, 那么尾流温度与喷口处相同温度的区域之长约为二米(利用热象仪等温线表示, 见图 9)。这段高温区所辐射的能量约占总尾流辐射能量的 70~80%。高温区一般占尾流总长度的 1/10 左右。

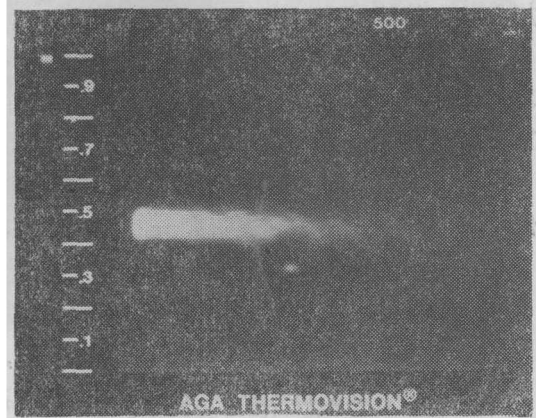


图 9 涡喷发动机尾流热象图
末级涡轮后温度—773 K; 转速—10500rpm;
高温区长—2m; 喷口直径—53.8cm

尾流中水汽的发射带在 $2.7\mu\text{m}$ 附近, 其辐射亮度仅为 CO_2 发射带的 $1/2.5\sim 1/10$, 随燃料而异。 $2.7\mu\text{m}$ 发射带在大气中的衰减值远比 $4.3\mu\text{m}$ 发射带为大, 因而, 除在高空和作为近距离引信应用外, 对远距离探测, $2.7\mu\text{m}$ 发射带贡献不大。至于在空间探测尾流, $2.7\mu\text{m}$ 水汽发射带又成为人所瞩目的了。

尾流的辐射亮度与尾流中有关的气体分子温度和密度相关, 即与飞行高度和耗油量成函数关系。

设喷口气流温度为 $T_2(\text{K})$, 喷口内气流温度是热偶实测值 $T_1(\text{K})$,

$$T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}, \quad (2)$$

其中 P_1 和 P_2 分别是尾喷管内和尾喷管外的压力(大气压)。 γ' 是气体的定压热容量和定容热容量之比(对尾流是 1.3)。 涡喷发动机在亚音速运行时, $P_2/P_1 \approx 0.5$, 所以,

$$T_2 = 0.85 T_1, \quad (3)$$

根据

$$J_{\text{尾流}} = \frac{A}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon(\lambda) w_\lambda d_\lambda, \quad (4)$$

有

$$J_{\text{尾流}} = \frac{A}{\pi} \int_{4.1\mu\text{m}}^{4.2\mu\text{m}} \varepsilon(\lambda) w_\lambda d_\lambda + \int_{4.3\mu\text{m}}^{4.55\mu\text{m}} \varepsilon(\lambda) w_\lambda d_\lambda, \quad (5)$$

其中, A 为尾流纵截面(轴向)。 设 $\varepsilon(\lambda)$ 为常数, $\varepsilon(\lambda) = 0.5$, 设 A' 为温度 T_2 的高温尾流截面, K 为尾流总辐射强度与尾流高温区辐射强度之比, N' 为未被遮挡的发动机尾流数, θ 为尾流轴垂线与红外系统位标器光轴延长线的夹角, 则

$$J_{\text{尾流}} = \frac{0.5}{\pi} N' A' K \left(\int_{4.1\mu\text{m}}^{4.2\mu\text{m}} w_\lambda d_\lambda + \int_{4.3\mu\text{m}}^{4.55\mu\text{m}} w_\lambda d_\lambda \right) \cos \theta. \quad (6)$$

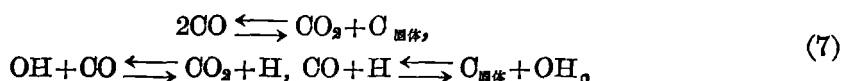
在式 (5)、(6) 中, $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 取 $4.1 \sim 4.2\mu\text{m}$, 这对于 10km 长的光路中, 含沉淀水量为 100mm 的条件是合适的, 在其他情况下, 应把 CO_2 发射带被大气吸收后的实际带宽作为计算根据。

假如飞机发动机处于加力状态,在海平面附近燃料消耗量增加到典型值的五倍(老式涡喷机约为二倍),推力增加40~50%(如航速为一马赫、推力可增加一倍),尾流高温区的长度延伸三至六倍,温度从800~900 K上升到1450~2200 K。在4.4~4.55 μm波段,辐射强度提高二个多数量级,从而,处于加力状态的尾流就成为前半球突出的红外源。如对中空加力状态的喷气飞机进行探测,距离可以相对递增二至三倍左右。

应当指出,飞机尾流的辐射亮度与耗油量、飞行高度有关,比如喷气发动机在高度11 km时的尾流辐射亮度(N)仅是海平面附近辐射亮度的一半。因为涡喷发动机在此高度飞行时的耗油量只有海平面飞行时的一半。

当发动机在富油状态工作时,在尾流中生成大量碳颗粒,大量碳粒子的红外辐射光谱近似于灰体连续光谱。在飞机爬升时的尾流辐射光谱呈现这种光谱特征。

富油尾流产生固体碳粒子的可能的化学反应式如下:



由于涡喷发动机和涡扇发动机在巡航状态工作时,燃料燃烧较完全,因此,在计算尾流辐射强度时,可以不考虑碳粒子的贡献。

在正迎头临近跟踪状态,位标器光轴延长线与飞机轴接近同轴,高温尾流可能全部被机身所挡,在这时,尾流就不一定是主要的红外辐射源了。

2. 蒙皮辐射强度($J_{\text{蒙皮}}$)的计算

飞机在大气中作高速运动时,气流的动能以高温高压形式使蒙皮发热。这种附面层气流在飞机的前部经常是层流,在飞机的后部往往变为紊流。于12 km高度同温层航行的飞机,其附面层呈层流时,由空气动力加热的蒙皮驻点温度为:

$$T_s = 216.7(1 + 0.164 M^2), \quad (8)$$

式中: T_s 是驻点温度(K); M 是飞行速度(M)。

在其他高度飞行,航速从小于1M到10M,可用式(9)与式(10)计算:

$$T_s = T_0 [1 + 0.164 M^2] \quad (\text{层流}), \quad (9)$$

$$T_s = T_0 [1 + 0.174 M^2] \quad (\text{紊流}). \quad (10)$$

蒙皮因气动加热产生的温差分别为:

$$\Delta T = T_0 \times 0.164 M^2 \quad (\text{层流}), \quad (11)$$

$$\Delta T = T_0 \times 0.174 M^2 \quad (\text{紊流}), \quad (12)$$

式中: T_0 是飞机所在的环境温度(K), ΔT 是 T_s 与 T_0 的差值。

$$J_{\text{蒙皮}} = \frac{\varepsilon}{\pi} \sigma T_s^4 (A_{\text{机翼}} \cos \theta + A_{\text{机身}} \cos \theta) \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} w_{\lambda} d\lambda}{\int_0^{\infty} w_{\lambda} d\lambda}, \quad (13)$$

式中: ε 是蒙皮的热辐射效率(对于涂银漆蒙皮, $\varepsilon \approx 0.65$; $A_{\text{机翼}}$ 是机翼的蒙皮面积(cm^2); $A_{\text{机身}}$ 是飞机机身投影面积(cm^2); θ 是机身、机翼蒙皮法线与红外位标器光轴延长线的夹角(度)。

蒙皮虽然一射是良导体,但并非任意点的蒙皮温度都是驻点温度,这是蒙皮辐射强度计算中可能引入的误差之一。此外,靠近发动机的蒙皮温度要高于亚音速飞机的驻点温度。

我们用 AGA-750 热象仪(工作波段 2~5.6 μm), 装上光学孔径为 450 mm 的物镜, 对高度为 3000 m, 斜距为 5000 m 的双喷气发动机飞机进行跟踪观测发现, 虽然飞机航速仅 180 m/s, 还能清晰可辨发动机的蒙皮温度比机翼和机身的蒙皮温度高, 见图 10。

计算和实践表明, 假如运载工具的航速, 提高到音速的二至三倍, 蒙皮的平衡温度将上升到 420~580 K, 蒙皮就成为飞机前半球的主要红外辐射源。从亚音速到 3M 速度, 蒙皮辐射的能量主要分布在 8~13 μm 波段; 其次在 3~5 μm 波段。

3. 尾喷管露出部分辐射强度 ($J_{\text{露出喷管}}$) 的计算

超音速飞机的发动机及能加力燃烧的发动机, 一般都有一小段喷管暴露在蒙皮之外, 长度在 40~80 cm 之间(少数只有几厘米长)。喷管温度接近末级涡轮气流温度的 70% 左右^[8], 虽然喷管易为机身所挡, 但对侧向及高仰角探测是有用的。

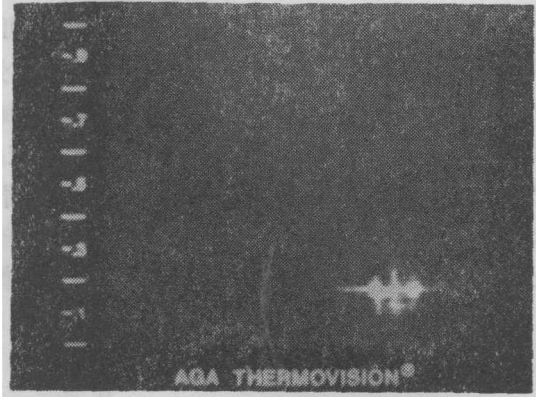


图 10 双涡喷飞机在飞行时的热象
飞行高度—3000 m; 航速—180 m/s; 斜距—5000 m
时间—1979 年 12 月 20 时; 工作波段—2~5.6 μm

$$J_{\text{露出喷管}} = \frac{N' \varepsilon \sigma T^4}{\pi} A_T \cos \theta \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} w_\lambda d_\lambda}{\int_0^\infty w_\lambda d_\lambda} \quad (\text{W/sr}), \quad (14)$$

式中: $\varepsilon \approx 0.8$; T 是末级涡轮后温度 $\times 0.7$ (K); A_T 是喷管(轴向)投射面积 (cm^2); θ 是露出喷管表面法线与红外位标器光轴夹角(度); $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 是红外位标器的工作波段 (μm)。

这里有必要指出, 多种飞机喷口面积是可变的, 在计算 A_T 时要考虑此因子。

4. 阳光经蒙皮反射后辐射强度 ($J_{\text{日光}}$) 的计算

太阳是 5900 K 的黑体, 它的辐射能量经大气吸收而衰减 35% 左右, 所以投影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分为 13.7 mm, 那么太阳辐

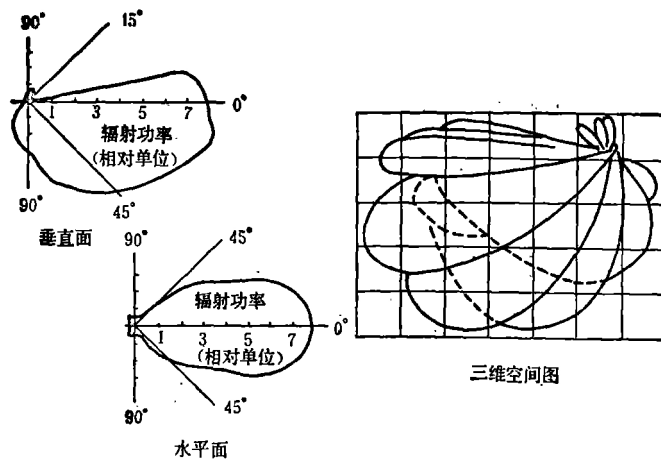


图 11 喷气式飞机红外辐射分布图

射能量在几个主要大气窗口所占比例如下：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%， $1.9\sim 2.6\mu\text{m}$ 占 2.65%， $2.9\mu\text{m}\sim 5.2\mu\text{m}$ 占 1.27%， $8\sim 14\mu\text{m}$ 占 0.11%。

飞机的蒙皮表面都经过表面处理，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。因此，在近红外波段，可借助于蒙皮上的漫反射阳光作远距离探测，如在碧空条件下，应用 $1.8\sim 3.5\mu\text{m}$ 波段的阳光，可迎头跟踪达 $1/3\sim 1/2$ 的尾追距离。为抑制飞机蒙皮对阳光中某些波段的反射，已研制成几种低反射率的特殊涂料^[9]。

照射到飞机蒙皮的太阳光，除大部分被反射外，一部分被蒙皮吸收。由此引起蒙皮升温，从而达到新的平衡温度，增加了蒙皮自身的辐射能量，这在对外层空间的运载工具和人造卫星的温度测量中可以获得佐证。然而对于在稠密大气中航行的飞机来说，由于蒙皮与空气在迅速热交换，蒙皮因吸收太阳辐射而增加的红外辐射在工程计算中可忽略。

方程(15)可供计算飞机蒙皮反射阳光的辐射强度($J_{\text{日光}}$):

$$J_{\text{日光}} = \frac{W_s}{\pi} (1 - \alpha) A_T \cos \theta \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} w_\lambda d\lambda}{\int_0^\infty w_\lambda d\lambda}, \quad (15)$$

式中： W_s 为太阳有效照度 ($913.6 \times 10^{-4} \text{W/cm}^2$)； α 为吸收系数，对于蒙皮上银漆， $\alpha = 0.54$ ； A_T 为蒙皮直射阳光照射的投影面积 (cm^2)，在迎头方向 A_T 主要是机头部分； θ 为蒙皮的法线与红外位标器光轴的夹角。

5. 喷气式飞机全向红外辐射强度的分布(见图 11)。

其摹拟测试和计算可参照参考文献[10]。

四、计算方法之验证

1. 计算举例

今以一架单涡喷发动机飞机为例进行计算。该机以 236m/s 的巡航速度，在 3000m 高度飞行，高空环境温度为 263K ，末级涡轮后温度为 620°C ，喷口直径为 53.8cm ，尾流高温区长约 2m 。 $K = 1.2$ ，加力时喷口温度为 1240°C 。假如红外系统工作波段为 $2\sim 4.8\mu\text{m}$ ，当仰角为 12° 时，计算飞机迎头方向的红外辐射强度。

根据公式(2)~(6)，当仰角为 12° 时， $J_{\text{尾流}(12^\circ)} = 38.6 \text{W/sr}$ ；

飞机头部投影面积为 1.65m^2 ，机翼面积为 22.6m^2 ， $\theta = 90^\circ - 12^\circ = 78^\circ$ ，根据公式(9)，(13)，

$$J_{\text{蒙皮}} = 3.85 \text{W/sr}；$$

由于 $\theta = 78^\circ$ ，喷管露出部分在迎头方向被机身遮挡， $A_T = 0$ ，根据公式(14)， $J_{\text{露出喷管}} = 0$ ；根据公式(15)，当 $\alpha = 0.54$ ，阳光直射机头， $J_{\text{日光}} = 11.04 \text{W/sr}$ 。

由上可计算出经 15km 斜距大气吸收后的目标点辐射强度。当位标器仰角 $\theta = 12^\circ$ 时，

$$J_{\text{目}} = \begin{cases} 53.49 \text{W/sr} & (\text{白昼}) \\ 42.45 \text{W/sr} & (\text{黑夜}), \end{cases}$$

$J_{\text{目}}$ 经 15km 斜距大气衰减后，成为 $J'_{\text{目}}$ ：

$$J'_{\text{目}} = J_{\text{目}} \times \tau_{\text{H}_2\text{O}} \times \tau_{\text{CO}_2} = J_{\text{目}} \times \tau_{\text{总}},$$

对于白昼,
$$J'_{\text{日}} = J_{\text{尾流}(4.1\sim 4.2 \mu\text{m})} \tau_{\text{a}(4.1\sim 4.2 \mu\text{m})} + J_{\text{尾流}(4.3\sim 4.55 \mu\text{m})} \tau_{\text{a}(4.3\sim 4.55 \mu\text{m})} + J_{\text{尘埃}} \tau_{\text{a}(2\sim 4.8 \mu\text{m})} + J_{\text{日光}} \tau_{\text{a}(2\sim 4.8 \mu\text{m})} = 12.8 \text{ W/Sr},$$

对于黑夜,
$$J'_{\text{日}} = J_{\text{尾流}(4.1\sim 4.2 \mu\text{m})} \tau_{\text{a}(4.1\sim 4.2 \mu\text{m})} + J_{\text{尾流}(4.3\sim 4.55 \mu\text{m})} \tau_{\text{a}(4.3\sim 4.55 \mu\text{m})} + J_{\text{尘埃}} \tau_{\text{a}(2\sim 4.8 \mu\text{m})} = 9.25 \text{ W/Sr}_0$$

用噪声等效通量密度 $(NEFD)_{\Delta\lambda} = 3.16 \times 10^{-12} \text{ W/cm}^2$ 的红外系统进行探测, 假如系统的入射孔径的直径为 D_0 , 数值孔径为 (NA) , 探测器在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 工作波段内的平均探测率为 D^* , 目标与红外系统间的大气透过率在 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内为 τ_a , 光学效率为 τ_o , 探测器的瞬时视场为 ω , 放大器带宽为 Δf , 调制器的调制系数为 M , 系统正常工作所需的均方根值信噪比为 V_s/V_N , 则在简单背景条件下, 系统的探测距离为:

$$R = \left[\frac{\pi D_0 (NA) D^* J_{\text{日}} \tau_a \tau_o M}{2(\omega \Delta f)^{1/2} (V_s/V_N)} \right]^{1/2} = \left[\frac{J_{\text{日}} \tau_{\text{H},0} \tau_{\text{CO}_2}}{(NEFD)_{\Delta\lambda} (V_s/V_N)} \right]^{1/2},$$

对于白昼, $R = 16.4 \text{ km},$

对于黑夜, $R = 13.9 \text{ km}_0$

2. 实验结果

用上例所列参数的靶机作多航次的跟踪试验, 结果与计算基本符合, 详见表 3。

表 3 计算值与实验平均值的比较

时间	靶机速度=236 m/s		靶机加力速度=250 m/s	
	计算时假定的气象条件及距离	实际气象及自动跟踪距离	计算时假定的气象条件及距离	实际气象及自动跟踪距离
白天	碧 空 16.4 km	多 云 12.7 km	碧 空 27 km	少 云 29.7 km
晚上	13.9 km	13.7 km	27 km	—

参 考 文 献

- [1] Иванов Ю. А., *Инфракрасная Техника в Военном Деле*, Издательство "Советское Радио", 30~39.
- [2] Jamieson J. A., *Infrared Physics and Engineering*, McGraw-Hill Book Co., 615~620.
- [3] Hudson R. D., *Infrared System Engineering*, Wiley-Interscience John Wiley & Sons, 1969, 85~103.
- [4] 周鼎新, 红外应用文选, 1979, 162~168.
- [5] Wolfe W. L., *The Infrared Handbook*, IRLA Center, 1978, 2~80.
- [6] Wolfe W. L., *Handbook of Military Infrared Technology*, IRLA Center, 1965, 67.
- [7] Wunderlich J. A., *SPIE Proc.*, vol. 133, 1978, 21~26.
- [8] 路学荣, 红外应用文选, 1979, 303.
- [9] Socolich J. P., *SPIE Proc.*, vol. 133, 1978, 27.
- [10] AD-733837, (1970).
- [11] Rothschild W. J. & Martin Ch. W., *Effect of Hydrocarbon Propellant Composition on Infrared Characteristics of Afterburning, Exhaust Plumes*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1976.

**THE CALCULATION METHODS AND INITIAL PROOF
OF INFRARED RADIANT INTENSITY FROM
NOSE ASPECT OF JET AIRPLANE**

Zhou Dingxin

(Shanghai Xin Yue Instrument Factory)

ABSTRACT

The designers of infrared system and its broad subscribers are greatly concerned about the calculation of infrared radiant intensity from nose aspect of jet air-plane. This article analyses various kinds of infrared radiant sources from the direction of their nose aspect, and then puts forward some methods of calculating main infrared radiant sources, which are finally demonstrated by the results of jet-powered target tests.