

文章编号 1004-924X(2006)04-0001-04

高速再入体热辐射模型的分析与修正

孟凡胜,熊仁生,刘朝晖

(中国科学院 西安光学精密机械研究所,陕西 西安 710068)

摘要:通过对现有高速再入体热辐射模型的分析计算,确立了目标的本体辐射、激波层辐射和尾流辐射之间的定量关系,从而建立了其修正的热辐射模型。将修正模型的理论计算结果、外场实测结果与实验室缩比模型仿真结果进行分析与比较,得出结论:高速再入体再入大气层时的热辐射模型采用本体辐射、激波层辐射和尾流辐射的修正模型,能更好地反映目标再入时的实际辐射,可以为目标热设计提供更准确的依据。

关键词:热辐射;辐射测量;辐射强度;尾流;激波

中图分类号:V556.4 文献标识码:A

Analysis of hypersonic reentry radiation model

MENG Fan-sheng, XIONG Ren-sheng, LIU Chao-hui

(Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710068, China)

Abstract: Based on analyzing and computing the reentry object radiation model, the relationship between heat radiation, shock radiation, ablation radiation and retail radiation was given. By analysis of the facts of separating errors between measurement and numerical computation, a revised heat radiation model was established. With comparison of the theoretical results in revised model with the measuring results in experimental field and simulation results in laboratory, it is concluded that the revised heat radiation model can give the real radiation properties of reentry for Apollo airplane by revision of heat radiation, shock radiation and retail radiation. Although there is difference in the shape and radiation of blunt and tine reentry objects, the gap can be amended by computing.

Key words: wake; shock; radiation intensity; hypersonic radiation

1 引言

随着“战略防御创新”(SDI)计划的出现,高速再入体再入大气层时的辐射特性测量成为重点研究的课题之一。为了获取有关空间辐射和再入

体热辐射数据,需进行一系列的外场飞行试验,但是由于飞行试验条件的限制,试验的代价相当昂贵。目前国内外普遍采用理论计算、实验室实验和外场试验相结合的办法进行研究。

《美国航空和宇宙航行局》艾姆斯(Ames)研究中心的克林(Craig)、达雷(Davey)、佩奇(Page)

以及阿诺德(Arnold)等人采用超高速自由飞行设备来模拟高的重返速度,并结合了烧蚀热辐射试验,已获得了充分的实验数据,并给出了理论模型^[1]。我国由于起步较晚,相应的实验室手段还比较单一,实验室方法主要采用风洞试验和激波管试验,获取缩比模型条件下的实验数据,建立理论模型;通过模型给出理论计算结果,再经外场试验的方法来相互印证,以期达到改进设计的目的。但是因为计算模型的不一致,往往导致理论计算结果和测量结果出现相当大的差异。

为了解决理论计算与实验结果的不一致性问题,本文从传统再入体热辐射模型的计算入手,结合实验室和外场试验结果,建立了高速再入体热辐射计算模型,通过理论计算和测量结果比对,新的热辐射模型和计算方法可以为设计部门提供可信的结果。

2 模型分析^[2-4]

再入体高速进入大气层时,再入体头部激波对气流的强烈压缩和气流与体壁摩擦,再入体及周围流场的温度会有明显增加,速度越大温度增加越剧烈,并且在再入体的后部拖着一条长长的尾流。因此再入体的辐射主要有三个部分:头部本体的热辐射、激波层的辐射及尾流的辐射。再入体的大小及形状、再入速度的大小不同所产生的辐射也不相同,各部分的比例也不相同。正确测量与估算各部分所占比例的大小,建立正确的热辐射模型是完成再入体设计的关键一步。

传统再入体理论认为,再入体以 7~8 km/s 的速度再入大气层,由于再入体头部激波对气流的强烈压缩和气流与壁面的摩擦,再入体及周围流场的温度会明显增加,速度越大温度增加越剧烈。激波压缩和气流与壁面摩擦使气流的动能转化为内能。激波后驻点温度增加量为:

$$T_0 - T_\infty = \Delta T \approx \frac{1}{2c_p} v_\infty^2, \quad (1)$$

式中: v_∞ ——再入体速度

c_p ——气体的比定压热容

根据某再入体再入时不同高度的再入速度和比定压热容,计算结果如下:

再入体的半径为 75 cm,长度为 2370 cm

表 1 再入体的温度参数

Tab. 1 Temperature parameter of reentry

高度 $H(\text{km})$	温度 $T(\text{K})$	表面辐射率 ϵ	有效面积 $A_i(\text{m}^2)$
65	446	0.45	0.90
60	520		
56	612		
51	728		
46	882		
40	973		

根据再入体尺寸及温度估算其辐射发射量如下:

表 2 再入体的红外辐射发射量 E 及光谱辐射强度

Tab. 2 Infrared radiant eradiation E and spectrum radiant intensity of reentry

高度 $H(\text{km})$	$1\sim 3\ \mu\text{m}$	$1\sim 3\ \mu\text{m}$	$3\sim 5\ \mu\text{m}$	$3\sim 5\ \mu\text{m}$
	辐射发射量 (W/cm^2)	辐射强度 (W/sr)	辐射发射量 (W/cm^2)	辐射强度 (W/sr)
70	7.5×10^{-5}	0.22	2.84×10^{-3}	8.14
65	5.52×10^{-4}	1.58	1.02×10^{-2}	29.22
60	3.17×10^{-3}	9.08	3.13×10^{-2}	89.78
56	1.58×10^{-2}	45.37	8.76×10^{-2}	351.2
51	7.10×10^{-2}	203.5	2.27×10^{-1}	649.1
46	3.00×10^{-1}	859.4	5.53×10^{-1}	1585
40	5.99×10^{-1}	1728	8.63×10^{-1}	2470

根据估算,再入体尾迹的红外辐射强度如下表:

表 3 再入体高温激波层的辐射强度

Tab. 3 High-temperature shock radiant intensity of reentry

高度 $H(\text{km})$	$0.4\sim 1.0\ \mu\text{m}$	$1\sim 3\ \mu\text{m}$	$3\sim 5\ \mu\text{m}$	总辐射强度 (W/sr)
	辐射强度 (W/sr)	辐射强度 (W/sr)	辐射强度 (W/sr)	
40	70	21	1	92
50	7.5	2.4	0.1	10
60	1.0	0.38	0.02	1.4
70	0.143	0.056	0.001	0.2
80	0.0235	0.009	0.0001	0.033

表 4 再入体高弹道尾流辐射强度

Tab. 4 High-trajectory wake radiant intensity of reentry

高度 $H(\text{km})$	1~3 μm 辐射 强度 W/sr	3~5 μm 辐射 强度 W/sr
40	15	52
50	12	40
60	20	70
70	8	25
80	10	34

如果按 42 km 的高度计算,再入体本体的热辐射占主要部分,尾流和激波层的辐射分别占总辐射的百分比为:

表 5 再入体 40 km 再入高度各部分辐射量 E 及所占百分比Tab. 5 Every radiant E and percentage of reentry in 40 km height

	1~3 μm 辐射强度 (W/sr)	1~3 μm 辐射量的 百分比(%)	3~5 μm 辐射强度 (W/sr)	3~5 μm 辐射量的 百分比(%)
本体	1728	97.9	2470	97.9
激波层	21	1.2	1	0.04
尾流	15	0.9	52	2.06
总辐射量	1764	100	2523	100

根据经典模型计算的结果分析,激波层和尾流的辐射占辐射总量的百分比很小,按照误差取舍原则,小于 5% 的误差可以忽略不计。因此,按照这个模型,只计算再入体本体的热辐射即可。但与实际测量处理结果相比,相差达两个数量级之多,设计部门对此不予认可,因此本文通过对外场测量和实验室测量结果的分析,对传统理论模型进行了修正,从修正模型的结果看,激波层和尾流的辐射占辐射总量的比例很大,是不能忽略的。下面对外场测量和实验室测量结果进行分析。

3 外场测量结果分析^[5]

在外场对再入体再入时的红外辐射进行了测量,限于测量设备的作用距离等问题^[2-3],只测量得到了 45 km 高度以下的结果。表 6 为 42 km 高度左右的实测结果(结果已经过大气修正),此时再入速度 $v=4.59 \text{ km}/\text{s}$ 。测量设备指标如下:

- (1) 工作波段 1~3 μm 、3~5 μm (实际响应波段:1.08~2.88 μm 、3.07~4.86 μm)
- (2) 测量视场 $1.20^\circ \times 1.15^\circ$

(3) 光学口径 300 mm

(4) 噪声等效温差 $<0.025 \text{ K}$

(6) 45 cm^2 的面元黑体标定(定标过程不重复性误差=7.6%,指标要求 $\leq 8\%$)

(7) 总的测量误差 25%

表 6 再入体红外辐射测量数据处理结果

Tab. 6 Infrared radiant measurement data disposal result of reentry

1~3 μm 再入 高度 km	1~3 μm 辐射 强度 W/sr	3~5 μm 再入 高度 km	3~5 μm 辐射 强度 W/sr
42	7051	40.2	22822
41	341.9	40	130224
40.1	52508.5	39.7	120671
39.8	88990.1	38.1	96136
39.5	90626		
39	65892		

与理论计算结果相比,在同一高度上,除个别数据外,整体的趋势差别都约在两个数量级左右。外场实际测量时,目标的距离较远。以再入体外场红外辐射测量为例,再入体飞行高度为 41.88 km,距测量设备距离 73 km,成像为 234 个像素。设备焦距为 486 mm,IRCCD 像元大小为 40 $\mu\text{m} \times 40 \mu\text{m}$,在 73 km 距离处一个像元对应的物方空间约为 6 m \times 6 m 的一个空间范围。显然再入体本身的辐射成像是小于一个像元的。假设再入体的辐射到达 IRCCD 时处于像元的一个角上,最大引起附近 4 个像元产生信号。

4 实验室试验结果分析

图 1 是实验室条件下再入体缩比模型红外辐射亮度在轴向的分布数据,试验条件是 $v=5.67 \text{ km}/\text{s}$, $p=11.8 \text{ kPa}$,测量波段是 1.02~2.90 μm 、3.05~4.85 μm 。

该图横坐标是尾迹远离再入体的距离与再入体尺寸的比值。从图中可以看出,红外辐射的最大值处于尾迹靠近再入体约一倍距离处,在 4 到 5 倍距离后的空气辐射量值比较小。对于目标的红外辐射测量来说,测量的结果是综合作用的结果。上图中虽然再入体部分的辐射在线分布上比尾迹的辐射强,然而其积分值却比尾迹部分的积分值小得多。

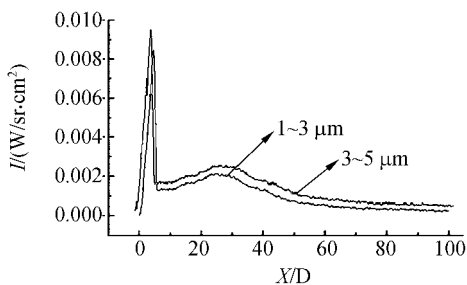


图 1 再入体头部及尾流红外辐射强度分布

Fig. 1 Infrared radiant intensity distributing of reentry head and wake

对于实验室试验的再入体缩比模型在轴向的红外辐射亮度分布数据,按照空气到再入体距离计算得到以再入体为中心的周围空气的辐射亮度分布如图 2 所示。

分析红外辐射测量图像可以发现,成像的大小约为 50×20 个像元,尾迹以 50×20 个像元,再入体以 4 个像元计算得到尾迹和再入体的辐射的积分值之比为 63.137 2。换句话说就是,尾迹等的辐射总量为再入体本体辐射的 63.1372 倍。这也进一步说明了在进行理论计算的时候,尾迹等的辐射是不能够忽略的,因为它们的辐射面积很大。

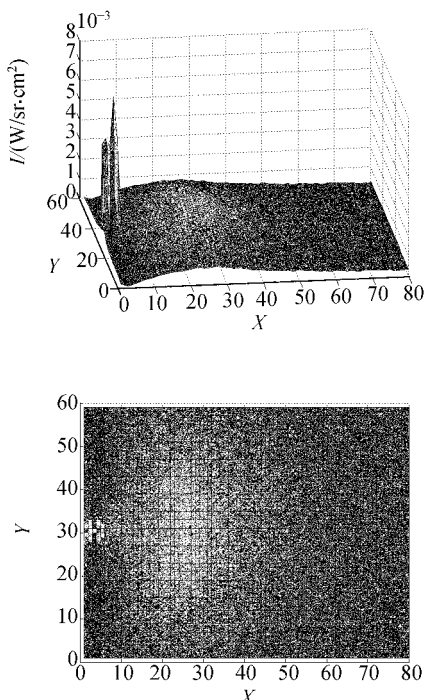


图 2 再入体头部及尾流红外辐射的面分布图

Fig. 2 Distributing chart of reentry head and wake infrared radiant

从以上的测量及试验结果看出,对于采用传统的理论模型计算出来的结果显然与实际测量的结果不相匹配,所以本文提出采用本体辐射、激波层辐射、尾流辐射等共同辐射的模型,对再入辐射量的大小进行计算。

5 再入模型修正与验证^[6-8]

佩奇模型认为:红外辐射主要是飞船前部的激波层辐射、飞船本体的热辐射和后部的尾流辐射,做跟踪测量时把头部和激波层辐射看作一个整体。

根据佩奇模型,本体辐射的计算公式为:

$$q_c = 23.6 \sqrt{\frac{p_\infty}{R_0}} \mu_\infty^3 \times 10^{-9}, \quad (2)$$

式中:

q_c —分层停滞点对流性加热率(heat proportion)(W/cm^2)

p_∞ —自由气流密度(斯勒加/ ft^3)

斯勒加是质量单位“slug”的音译,1 slug = 14.5939 kg,由于自由气流密度采用美国空军研究和发令部的标准大气层的密度,且计算的最终结果不含大气密度,且不影响结果,故没对此公式进行标准量纲下的转换。

R_0 —再入体的轴向半径(ft)

μ_∞ —速度(ft/s)

激波层的厚度计算如下:

$$\delta_s = \frac{3R_0}{4P/P_\infty}, \quad (3)$$

式中:

δ_s —激波层的厚度 cm

R_0 —再入体的轴向半径(ft)

P/P_∞ —停滞点密度与自由气流密度比

对高度 40 km、速度 5.71 km/s、半径 75 cm 的再入体进行计算,结果如下:

本体辐射 $q_c = 409.2 (W/cm^2)$

激波层厚度 $\delta_s = 5.6$ cm,此条件下,向飞行体辐射的能量约为 $3 W/cm^3$,将此值乘上激波层厚度,即可得到停滞点激波层辐射的热量率(heat ratio):

$$q_r = 3 \times 5.6 = 16.8 (W/cm^2)$$

总输入热量率 $q_z = q_c + q_r, \quad (4)$

由普朗克黑体方程式可确定平衡温度:

$$T_{eq} = \sqrt[4]{\frac{q_z}{\sigma}} = \sqrt[4]{\frac{426.0}{5.7 \times 10^{-12}}} = 2940(K), \quad (5)$$

考虑到朗伯辐射面, 辐射强度

$$I = \epsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot R_0^2, \quad (6)$$

ϵ —辐射率, 取 0.75

此温度下, 1~3 μm 波段内的辐射量占总辐射量的百分比为 10%, $I_{1\sim3} = 1243.0(\text{W}/\text{sr})$

3~5 μm 波段内的辐射量占总辐射量的百分比为 51%, $I_{3\sim5} = 6339.3(\text{W}/\text{sr})$ 。

按照实验室模型试验结果, 尾流辐射量的大小为头部辐射量大小的 60 倍, 计及尾流辐射的修正量及各辐射波段所占的比例大小, 修正后得:

$$I_{1\sim3} = 75823.0(\text{W}/\text{sr}) \quad (\text{实测 } I_{1\sim3} = 52508.0(\text{W}/\text{sr}))$$

$$I_{3\sim5} = 190179.0(\text{W}/\text{sr}) \quad (\text{实测 } I_{3\sim5} = 130224.0(\text{W}/\text{sr}))$$

参考文献:

- [1] 乐嘉陵. 再入物理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005. 9-11.
LE J L. *Reentry Physics*[M]. Beijing: National Defence Industry Publishing Company, 2005, 9-11. (in Chinese)
- [2] 林雪松, 王淑荣, 李福田. 空间傅里叶变换红外光谱仪用全柔性机构的设计与研究[J]. 光学 精密工程, 2005, 13(6): 691-692.
LIN X S, WANG SH R, LI F T. Design and investigation of the precision scans structure of space infrared FTS[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2005, 13(6): 691-692. (in Chinese)
- [3] 禹秉熙, 方伟, 王玉鹏. 卫星宽视场绝对辐射太阳越过视场时入射光变化与腔温响应函数[J]. 光学 精密工程, 2005, 12(4): 354-357.
YU B X, FANG W, WANG Y P. Radiation exchange and temperature response function of the absolute radiometer with wide field of view mounted on the satellite[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2005, 12(4): 354-357. (in Chinese)
- [4] 路远, 凌永顺, 时家明. 用双波段红外成像系统对空中点目标测距[J]. 光学 精密工程, 2004, 12(2): 161-162.
LU Y, LING Y SH, SHI J M. Measurement of aerial point target distance using dual-band infrared imaging system.
- [5] ××× 红外辐射测量仪改造方案[]. 上海: 中科院上海技术物理研究所, 2004. 3-5.
Infrared radiation measuring instrument reconstruct project, Shanghai Institute of Technical Physics, 2004, 3-5.
- [6] Apollo infrared detecting and tracking system[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999. 11-13.
- [7] CRAIG R A, DAVEY W C. Thermal radiation from ablation products injected into a hypersonic shock layer[. NASA, TND-1978, Syst. 1998. 44-46.
- [8] PAGE W A, ARNOLD J O. Shock-layer radiation of blunt bodies at reentry velocities[J]. *NASA TR*, 1999, 193: 53-55.

作者简介: 孟凡胜(1969—), 男, 河南宁陵县人, 中科院西安光学精密机械研究所高级工程师, 博士研究生, 主要从事靶场光学测量及红外目标辐射特性测量方面的研究。

根据设备研制时安徽光机所提供的大气透过率计算模型, 计算出对应高度和测量距离的平均大气透过率为 $\sigma_{1\sim3} = 67.3\%$, $\sigma_{3\sim5} = 69.5\%$ 。限于外场试验条件, 目前能得到的数据较少, 今后的试验中还要对模型不断进行完善和修正。

6 结 论

从以上计算与试验结果比较可以看出, 按照实验室模型试验结果, 尾流辐射量的大小为头部辐射量大小的 60 倍, 再入体的热辐射模型应该包括本体辐射、激波层辐射和尾流辐射, 测量结果也是三者共同作用的结果。结果表明: 采用本体辐射、激波层辐射和尾流辐射修正的模型进行计算比较符合再入体的实际辐射情况。