飞行器表面三维流场与固壁温度场的耦合分析

吕建伟 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 分析了飞行器表面温度场形成的物理机制,建立了飞行器蒙皮温度场耦合计算的理论模型,较为完整的考虑了各种热源对飞行器蒙皮温度的作用. 采用有限体积法和重整化群 RNG(Renormalization Group) k-ε 湍流模型对流场求解 N-S方程,蒙皮固壁中采用热传导模型,采用离散坐标法 DOM (Discrete Ordinates Method)计算蒙皮固体壁面对外界大气的辐射. 通过数值计算研究了飞行高度、马赫数和内热源对蒙皮温度分布的影响,以及高度及马赫数对飞行器表面气动加热的作用. 结果表明,该方法适合考虑飞行器外部流场、固壁等多种热源作用的温度场数值模拟.

关 键 词: 气动加热; 温度场; 飞行器蒙皮

中图分类号: V 211. 4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965 (2009) 08-0938-04

Coupled analysis on flow field-temperature distribution of aircraft-skin

Lü Jianwei Wang Qiang

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An analysis of the aircraft skin temperature field of the physical mechanism and the establishment of the aircraft skin temperature coupling calculation of the theoretical model were presented. A more complete factor of the various sources of heat on the surface skin of the aircraft was considered, including the aerodynamic heating, hot engine parts and various parts of the conduction, convection and radiation each other. Thus, the calculation model of three-dimensional flow field coupled with the solid wall was developed: skin used in solid-wall heat conduction model, and skin on atmospheric radiation used discrete ordinate method (DOM). Finally, the finite volume method and RNG k-ε turbulence model were employed to solve N-S equation. By numerical calculation method, the external and internal environment coupled heat transfer on aircraft skin was studied. The results show that the methodology is appropriate for numerical simulation of aircraft-skin temperature field.

Key words: aerodynamic heating; temperature distribution; aircraft-skin

飞行器蒙皮温度场是产生 8～14 μm 波段的重要红外辐射源,其在红外隐身研究中已经引起国内外广泛的关注[1-2]. 在早期的空中目标红外辐射理论建模研究中,考虑到多数研究对象具有薄壳结构的特点,即这些目标外壳的内外表面温差在理论模拟时可以忽略,因此在对这种目标的几何建模中只采用了面元作为组成目标的基本单元,即目标的几何结构由一系列具有不同形状和面积的面生成,然后,将这些面元进一步划分为微元,对每个微面元建立起热传递方程. 采用这种几何模型得到的热传递模型是准二维的,数值求解较为方便,但只适用于满足特定条件的目标. 在之后的研究中,发现有些空中目标的某些重要部位不适用这种薄壳模型. 超音速飞行的飞行器表面的温度分布受飞行状态、发动机工作状态、环境条件等众多因素的影响[3],温度分布非常复杂,要比较准确地预测飞机整体的热状况,必须综合考虑飞机内外各种传热因素的相互作用,进行整体

收稿日期: 2008-07-08

作者简介: 吕建伟 (1978 -),男,河北秦皇岛人,博士生, ljw@sjp. buaa. edu. cn

热状况分析. 文献[4]通过区域求解在没有考虑发动机及尾喷管等因素的情况下研究了飞机舱内的瞬态温度场,然而实验和理论研究表明[5],内部发动机及尾喷管是影响飞机蒙皮温度场分布的重要因素. 文献[6]通过利用高精度的有限体积迎风格式来求解超声速流场,利用有限元方法求解固壁的温度场,对导弹壁面实现流场解算与温度场解算的耦合数值分析.

本文在分析飞机外部流场与表面蒙皮固壁耦合传热机制的基础上,将流场对流换热、辐射换热与结构热传导耦合的数值计算结合起来,得到飞行器表面的温度场,研究了飞行条件变化对飞行表面温度场的影响,为飞行器表面的红外成像研究提供基础.

1　数值计算的模型及方法

飞行器表面温度场除了涉及与周围环境的作用,还涉及与内部各设备之间的辐射-导热-对流耦合过程,内外热环境通过飞机蒙皮相互影响. 通过这些换热的耦合作用,形成了飞行状态中飞机的整体热环境,温度分布非常复杂;因此,这种复杂的换热方式需要建立统一的求解模型.

对飞行器流场与蒙皮内的温度场分别建立计算网格并求解不同的能量方程. 流场与蒙皮温度场互为边界条件,实现耦合解算. 流场的控制方程选用一般曲线坐标下的三维强守恒形式的 N-S方程,离散格式选用隐式二阶迎风格式. 湍流模型采用重整化群(RNG) k-ε 二方程模型. 对流场的传热计算求解如下的能量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla\cdot(v(\rho E + p)) = \nabla\cdot(\kappa_{\mathrm{eff}}\nabla T - \sum h_j J_j + (\tau_{\mathrm{eff}}\cdot v)) + S_{\mathrm{h}} \quad (1)$$

式中,k_{eff}为有效导热率;k_{f}为湍流引致的导热率,由 k-ε 二方程湍流模型确定;J_j为组分 j的扩散通量;S_{h}为由辐射引起的源项,将在下面计算确定.

蒙皮固壁内的传热方式以导热为主,同时考虑固壁对流场气体辐射换热的影响,求解的能量方程形式如下:

$$\nabla\cdot(\kappa\nabla T) + S = 0 \quad (2)$$

式中,k为热导率;T为温度;S为辐射引起热源.

对式(1)、式(2)中由固壁对流场气体辐射引起的热源 S采用离散坐标法,主要优点是将辐射传递方程转化成微分表达式,便于同流体输运方程耦合求解. 在三维直角坐标系中,对于吸收、辐射、各向同性散射介质的辐射传递方程可写为

$$\nabla\cdot(I(\mathrm{r},\mathrm{s})\mathrm{s}) + (a+\sigma_{\mathrm{s}})I(\mathrm{r},\mathrm{s}) = an^2\frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_{\mathrm{s}}}{4\pi}\int_0^{4\pi} I(\mathrm{r},\mathrm{s})\Phi(\mathrm{s},\mathrm{s}')\mathrm{d}\Omega' \quad (3)$$

式中,r为位置向量;s为方向向量;s为散射方向;a_λ为光谱吸收系数;n为折射系数;σ_{s}为散射系数;I为辐射强度;$I_{b\lambda}$为普朗克定律确定的黑体辐射强度;T为当地温度;Φ为相位函数;Ω为空间立体角;λ为辐射波长. 将辐射光谱带分成 N个波带,RTE方程在所有的波长范围内对波长进行积分,即得到关于 $I_{b\lambda}\Delta\lambda$的输运方程. 在每个波带之内,认为是黑体辐射,其单位立体角的黑体辐射为

$$[F(0\to n\lambda_2 T) - F(0\to n\lambda_1 T)]n^2\frac{\sigma T^4}{\pi} \quad (4)$$

式中,$F(0\to n\lambda T)$为折射率为 n的介质在温度 T下,0～λ 波长范围内黑体的辐射;λ_1,λ_2 是波带的边界. 在方向 s,位置 r处的总辐射强度为

$$I(\mathrm{r},\mathrm{s}) = \sum_k I_{b\lambda k}(\mathrm{r},\mathrm{s})\Delta\lambda_k \quad (5)$$

数值计算的方法采用时间推进的有限体积法[7],辐射方程的求解方法与流体流动以及能量方程的求解方法相同.

由于流场与固壁温度场计算属于强耦合,因此计算需采取小时间步长才能保证计算稳定. 为加速收敛,用隐式残差光顺技术以增大时间步长:

$$\bar{R}_i = R_i + \varepsilon\sum[\bar{R}_j - \bar{R}_i] \quad (6)$$

通过式(6),i单元的残差被相邻单元的残差平均,放宽了时间步长的限制,当取 $\varepsilon = 0.5$时,Δt可增加一倍.

计算的边界条件为压力远场边界条件和壁面边界条件. 压力远场边界条件需给定自由来流的静压、马赫数和静温,并且给定流动方向. 壁面边界条件采用的是耦合边界条件,不需给定壁面上的换热系数,而是通过固壁和外部流场的迭代来确定. 飞行器内壁面给定的是对流换热边界条件,需给定对流换热系数和飞行器舱内以及发动机舱内流体的温度,其值依据实际测量的结果给出.

2　计算模型的验证

根据文献[8]中的实验条件和结果,本文通过计算进行对比,验证模型的可靠性.

实验条件空气来流马赫数 $Ma = 1.99$,环境压力 $P = 100\,000$ Pa,环境温度 $T = 296.3$ K,空气来流攻角为 0°.

机翼固壁的内侧壁面为对流换热壁面,对流换热系数需要根据实验确定. 固体与流体交界面为耦合换热壁面. 在计算中给定计算域的外边界

的边界条件,壁面上的换热系数不再给出,而是通过壁面和流体之间的迭代确定,这种方法对固壁的传热分析不再是孤立的进行,而是将流场和固壁内的换热进行耦合计算.

图 1是计算结果的温度分布与文献[8]的实验数据进行对比.

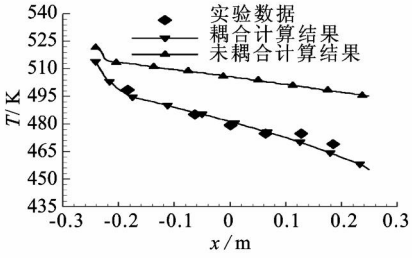


图 1 计算结果与实验解结果的比较

图 1中的实验数据是稳态时刻采集的实验数据.可以看出,采用流体域和固体域进行耦合计算所得结果与实验结果基本一致,而采用非耦合的方法与实验数据相差较远.由此可见,耦合计算的结果要优于非耦合计算.

3 飞行器表面温度计算结果与分析

本文计算的飞行器几何模型是以目前典型固定翼飞行器 F-22基本尺寸作为研究对象.

3.1 飞行高度、马赫数对蒙皮温度分布的影响

飞行器在空中飞行的过程中,表面气动加热不仅会传递给飞行器结构,而且还向周围空气散热.这种散热过程与周围大气温度、气体黏度、气体密度和气流平均速度有关.因此,飞行器表面的气动加热实际上是一个与马赫数、雷诺数、普朗特数有关的复杂函数.

图 2是飞行马赫数对飞行器上表面温度分布的影响.横轴两端分别是机身头部和尾部.图 2中根据飞行器典型飞行包线在 11 km高度下速度范围选 0.9Ma, 1.1Ma, 1.3Ma, 1.6Ma共 4个飞行状态.可以看出,在 0.9Ma, 1.1Ma, 1.3Ma, 1.6Ma的时候飞行器表面温度分别在 255 K, 270 K, 288 K, 320 K附近,表明在同一高度上随马赫数增大,气动加热引起的飞行器蒙皮温度变化越大;相反,马赫数较低的时候,气动加热引起的飞行器蒙皮温度变化越小.因此,表明高马赫数气动加热作用明显,随着马赫数减小,对流换热作用逐渐显著.同时还可以看出,当 1.6Ma时,由于气动热作用,飞行器头部和座舱前部温度最高;当 Ma为 0.9的时候,由于对流冷却的作用,飞机头部前缘驻点温度不再是最大温度值.

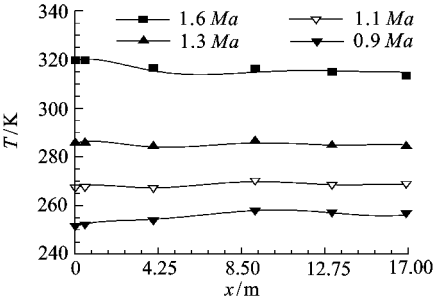


图 2 马赫数对飞行器上表面温度分布的影响(11 km)

图 3是 8 km高度马赫数对飞行器上表面温度分布的影响.随着高度降低,大气环境温度相对较高,加上动压引起的气动加热,两种主要因素导致飞行器表面蒙皮温度升高近 20 ℃.

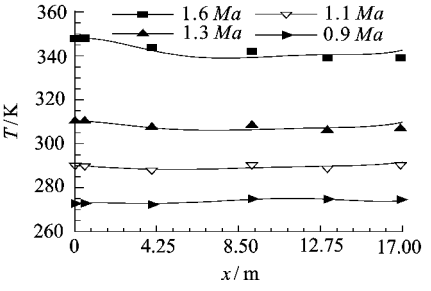


图 3 马赫数对飞行器上表面温度分布的影响(8 km)

表 1是环境温度、气动加热对蒙皮温度场的贡献.以高度 8 km、Ma为 1.6为例,环境温度对飞行器蒙皮热状况贡献占 67.87%,气动热对飞行器蒙皮热状况贡献占 32.13%;随马赫数降低,气动热对蒙皮热状况的贡献减小.

表 1 环境温度、气动加热对蒙皮温度场的贡献

H/km	1.6Ma		0.8Ma	
	环境温度/%	气动加热/%	环境温度/%	气动加热/%
8	67.87	32.13	86.52	13.48
11	67.72	32.28	85.99	14.01

3.2 内热源对蒙皮温度分布的影响

发动机等热部件是飞行器内部主要热源之一.图 4是考虑发动机对飞行器表面传热作用后的温度分布.由于飞行条件的不同,飞行器各部件的外部热环境与内部热源换热变化的不一致性,造成飞行器表面温度也发生变化.例如,在 1.6Ma

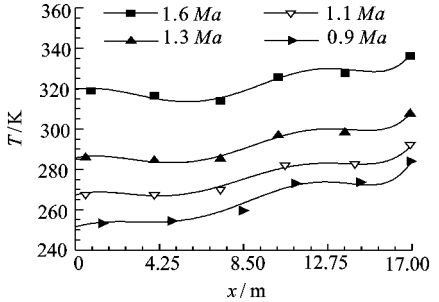
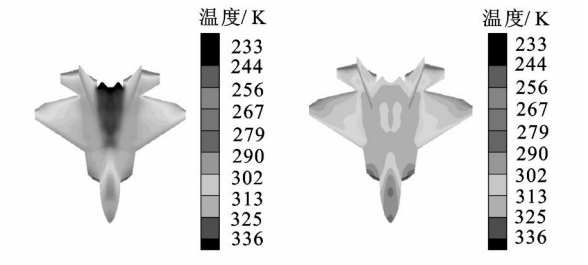


图 4 内热源对飞行器上表面温度分布的影响

的时候,飞行器后半段平均平衡温度 330 K,而飞行器前半段平均平衡温度 320 K,同时也影响气动加热和对流换热的作用.

图 5以 1.6*Ma*在 11 km高度飞行器表面的温度场为例,其中图 5a是考虑有内热源情况,图 5b是不考虑内热源的情况;可以直观看出,由于内热源的差异使飞行器表面温度分布有较大差别.



a 有内热源　　*b* 无内热源

图 5　飞行器表面的温度场

3.3　高度及 Ma对飞行器表面气动加热的作用

在飞行器蒙皮表面的边界层内的温度高于边界层外的温度.当马赫数较大时,气流的气动热比较显著,使得飞行器表面有较高的恢复温度,当马赫数比较小的时候,气流的对流冷却作用明显.平衡壁温的边界曲线与马赫数、高度以及飞行器内壁面的温度有关,如图 6所示典型的飞行包线内,在飞行包线的右半部分气动加热起主要作用,在飞行包线的左半边部分对流冷却起主要作用,随着内热源温度由 290 K向 300 K升高,平衡壁温的边界曲线向右边移动,反之,向左移动.

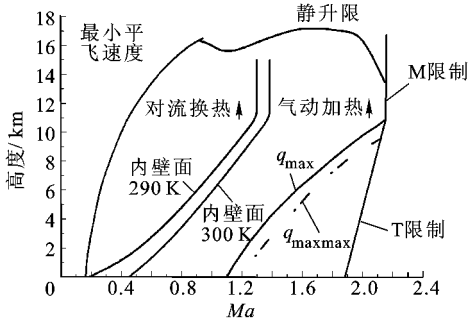


图 6　典型飞行包线

高度、马赫数、蒙皮内热源对蒙皮表面平衡温度的作用见表 2

表 2　高度、马赫数以及内热源对蒙皮热状况的作用

H/km	对流冷却 (内热源 290 K)	气动加热 (内热源 300 K)
3	*Ma* <0.62	*Ma* >0.76
8	*Ma* <1.06	*Ma* >1.15
11	*Ma* <1.30	*Ma* >1.40

以高度 3 km为例,内热源 290 K时,*Ma*小于 0.62则对流冷却起主要作用,反之气动加热起主要作用;而内热源 300 K,则 *Ma*大于 0.76,气动加热起主要作用,反之对流冷却起主要作用.掌握这一规律可以很好的指导冷却方案的实施.

4　结　论

1) 本文的数值方法适合考虑飞行器外部流场、固壁等多种热源作用的温度场数值模拟;对超音速条件下直机翼表面温度场进行计算,结果与实验测定值吻合良好,验证了该方法的有效性.

2) 在同一高度上马赫数越高,引起气动加热导致的飞行器蒙皮温度变化越大;相反,马赫数较低的时候,引起气动加热导致的飞行器蒙皮温度变化越小.随着高度由 11 km降低到 8 km,大气环境温度相对较高,加上气动加热导致飞行器表面蒙皮温度升高近 20 ℃.

3) 飞行高度、飞行马赫数与内热源共同作用决定飞行器表面平衡壁温的边界曲线;飞行高度、飞行马赫数一定的条件下,内壁面温度升高,平衡壁温的边界曲线向右边移动,反之,向左移动.

参考文献 (References)

[1] Mahulikar S P, Sonawance H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7-8): 218-245

[2] Johanssona M, Dalenbringa M. Calculation of IR signatures from airborne vehicles [J]. Proc of SPIE, 2006, 6228(13): 1-12

[3] 范绪箕. 气动加热与热防护系统 [M]. 北京:科学出版社, 2004
Fan Xuji Aerodynamic heating and thermal protection system [M]. Beijing: Science Press, 2004 (in Chinese)

[4] 夏新林,艾青,任德鹏,等. 飞机整体瞬态热状况的数值仿真研究 [J]. 航空学报, 2007, 128 (3): 513-519
Xia Xinlin, Ai Qing, Ren Depeng, et al Numerical analysis on the transient thermal status of aircraft [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2007, 128 (3): 513-519 (in Chinese)

[5] 刘大响. 航空发动机设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社, 2000
Liu Daxiang Aero-engine design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000 (in Chinese)

[6] 黄春生,吴杰,范绪箕. 飞行器流场与结构温度场耦合数值分析 [J]. 力学与实践, 2004, 26(2): 24-26
Huang Chunsheng, Wu Jie, Fan Xuji Coubled numerical simulation of supersonic flow field and heated structure of flying vehicles[J]. Mechanics and Engineering, 2004, 26(2): 24-26 (in Chinese)

[7] Fletcher C A J. Computational techniques for fluid dynamics [M]. Berlin: Springer-Verlag, 1991

[8] Donald H T, Thomon R G. Test of aerodynamically heated multiweb wing structures in a free jet at mach number 2 [R]. NASA TMX-186, 1958

(责任编辑:张　嵘)