

基于共轭传热的单边膨胀后体温度场 计算分析

李虹杨, 王 霄, 孙 超

(中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 基于共轭传热数值计算方法,对某高隐身无人机(UAV)单边膨胀后体喷流作用下的壁面温度分布进行研究,利用薄壁型网格解决了面积大且厚度薄的蒙皮、侧板结构导致的网格量过大的问题,构建精度较高的计算模型,并完成相关计算分析,主要结论如下:传统的单一流体计算虽然可以得到相似的温度分布,但得到的温度值偏高,最大可相差 50 K 以上;共轭传热计算可以得到更为符合实际的结果,并且可以得到结构内部温度梯度的分布,为热应力分析及结构设计提供指导;对比相同流动条件下不同金属材料的影响,某耐高温合金的壁面温度极值比金属钢高约 30 K,且其上、下壁面的温差更大,梯度更高,两材料纵向肋板位置温度梯度极值分别为 120 K/cm 和 65 K/cm。

关 键 词: 共轭传热; 喷流; 单边膨胀; 喷管; 后体; 无人机 (UAV)

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Calculation and analysis of temperature distribution of single expansion after-body based on conjugate heat transfer

LI Hongyang, WANG Xiao, SUN Chao

(Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Shenyang 110035, China)

Abstract: Based on the conjugate heat transfer numerical simulation method, the wall temperature distribution of single expansion after-body of a high stealth unmanned aerial vehicle (UAV) was studied. The problem of excessive mesh caused by large area and thin thickness of skin and side plate structure was solved by using thin-walled layer mesh. A high-precision calculation model was constructed, and the relevant calculation and analysis was completed. The main conclusions were made as follows: although the traditional single fluid calculation can obtain similar temperature distribution, the temperature value was much higher, and the maximum difference can be more than 50 K; the results of conjugate heat transfer calculation were more practical, and could furthermore obtain the temperature gradient distribution in the structure, providing a guidance for thermal stress analysis and structural design; comparing the effects of different metal materials under the same flow conditions, the wall temperature extreme value of a high temperature resistant alloy was about 30 K higher than that of metal steel, and the temperature difference between the upper and lower walls was larger and the gradient was higher. The temperature gradient extreme values of longitudinal ribs of the two materials were 120 K/cm and 65 K/cm,

收稿日期: 2021-07-04

作者简介: 李虹杨(1989—),男,高级工程师,博士,主要从事飞行器气动布局设计,进排气系统设计等方面的研究。

引用格式: 李虹杨,王霄,孙超. 基于共轭传热的单边膨胀后体温度场计算分析[J]. 航空动力学报,2022,37(8):1569-1578. LI Hongyang, WANG Xiao, SUN Chao. Calculation and analysis of temperature distribution of single expansion after-body based on conjugate heat transfer[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1569-1578.

respectively.

Key words: conjugate heat transfer; jet flow; single expansion; nozzle duct; after-body; unmanned aerial vehicle (UAV)

现阶段高隐身无人机较多采用喷管-后体结构与机身的一体化设计,以追求更好的侧向、后向隐身性能。一方面,该设计可以使飞机棱线更好地满足平行原则,在雷达隐身上获得较大收益;另一方面,与半埋入式喷管或“S”弯喷管相结合,飞机后体可以对高温喷流进行一定程度的遮挡,提高飞机红外隐身性能。典型如美国的X-45A/B/C^[1-2],X-47B^[3],欧洲的“神经元”^[4],俄罗斯的“猎人”^[5]等无人机,均采用类似的设计。

一体化设计的喷管-后体结构在有效提高隐身性能的同时,也在气动、载荷、强度、结构等领域提出了新的挑战,增加了综合设计难度。一方面,与传统飞机喷管不同,高隐身喷管-后体结构存在喷流浸润区,高温喷流直接作用到结构表面,带来较高的温度和较大的热流密度,其热载荷不可忽略;另一方面,喷流一般具有较高压比,存在激波/附面层干涉效应、与外流的剪切掺混效应等,形成较强脉动压力载荷。热载荷与压力载荷的耦合作用,使后体结构工作在极为苛刻的环境中,容易发生断裂、失效,造成严重后果。因此,综合考虑气动、传热特性,对喷管-后体结构的热载荷评估是非常必要的,而准确预测温度场是评估热载荷的前提。

国内外众多学者对矢量喷管或单边膨胀喷管的特性开展相关研究,但主要针对于气动特性及红外隐身特性,金捷等^[6]采用封闭腔理论算法,获得了轴对称矢量喷管较为复杂的壁温分布形式。廖华琳等^[7]用牛顿-拉斐尔森迭代法求解壁面热平衡方程计算其温度,研究了某轴对称矢量喷管的热流密度和温度分布规律。刘友宏等^[8]采用Lefebvre经验公式计算燃气对壁面的辐射效应,对导热、对流和辐射换热作用下喷管壁温计算模型开展研究。单勇等^[9]研究了轴对称喷管、单边膨胀喷管的喷流区温度分布及红外辐射特性,结果表明后者可大幅降低红外辐射峰值。张晓罗^[10]研究了包含二次流的单边膨胀喷管的流场特征,分析了其气动性及红外辐射特性。

现阶段针对喷管-后体结构的相关研究中,综合考虑喷流复杂流场以及蒙皮、壁板等真实结构温度分布的公开文献仍比较少。韩非等^[11]利用研

究了轴对称喷管与圆转方喷管不同的冷却特性,考虑了燃气区、内壁、冷却肋、冷却通道等多个计算域的换热影响。Marineau等^[12]研究了壁面传热与喷管内流场N-S(Navier-Stokes)方程的耦合计算,壁面传热考虑导热与对流换热。文献[11-12]所采用的即为共轭传热(conjugate heat transfer)方法,即流体域和固体域进行全场离散,同步求解,并且在流/固交界面传递温度及热流量的边界条件,经迭代收敛达到温度和热流量的平衡。共轭传热方法在航空发动机热端部件的仿真领域已有一定程度的应用,例如,对平板气膜冷却、射流冲击冷却的研究^[13-15],或者涡轮叶片模型的研究^[16-17]等。

本文利用共轭传热计算方法,考虑结构传热的影响,研究了某高隐身无人机单边膨胀后体在喷流作用下的壁面温度分布问题,利用薄壁型网格解决了面积大且厚度薄的蒙皮、侧板结构导致的网格量过大的问题,构建精度较高的计算模型,并完成相关计算分析。

1 数值方法

1.1 计算方法简介

共轭传热的计算域通常包含两部分:流体计算域、固体计算域,可简称为流体域、固体域。

流体域在笛卡儿坐标系下求解积分形式的三维可压缩N-S方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F_c - F_v) \cdot n dS = \int_{\Omega} S d\Omega \quad (1)$$

其中 Q 是守恒量, F_c 是对流通量, F_v 是扩散通量, S 是源项, Ω 为控制体积, $\partial\Omega$ 为控制体积的边界面, n 为法向量,指向外侧。流体计算域采用基于节点单元法的非结构网格进行离散。

固体域即为金属结构区域,包括蒙皮、壁板等。在固体域求解的是三维傅里叶热传导方程,其形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q_s d\Omega = \oint_{\partial\Omega} \nabla(c_{p,s} T_s) \cdot n dS \quad (2)$$

其中 Q_s 为固体域守恒量,为密度、比热容、温度的乘积, $c_{p,s}$ 为固体域比定压热容。

流/固交界面的耦合策略如图1所示,上方为流体域单元,下方为固体域单元, T_l 和 T_s 分别为流

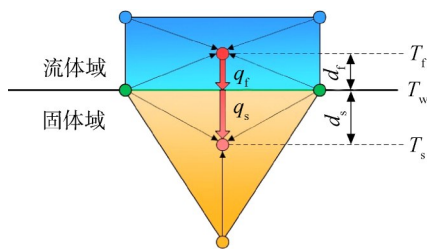


图1 流/固界面耦合策略示意图

Fig.1 Schematic diagram of fluid/solid interface coupling strategy

体域、固体域的温度,而 T_w 是交界面的温度,这里的 T_w 是依赖于 T_f 和 T_s 的。图中的 d_f 和 d_s 分别为流体域、固体域单元中心到交界面的法向距离,而 q_f 和 q_s 分别为流体域、固体域计算得到的通过交界面的热流量。为保证热流量平衡,必须满足

$$q = -c_{p,f} \frac{T_f - T_w}{d_f} = -c_{p,s} \frac{T_w - T_s}{d_s} \quad (3)$$

其中 $c_{p,f}$ 流体域比定压热容。

通过求解式(3),可以得到流体域、固体域单元公共的交界面温度 T_w ,即

$$T_w = \frac{T_f + T_s \cdot (c_{p,s}/c_{p,f}) \cdot (d_f/d_s)}{1 + (c_{p,s}/c_{p,f}) \cdot (d_f/d_s)} \quad (4)$$

这样即满足了流、固交界面热流量和温度的平衡。在计算程序的实现中,当然要经过反复的迭代,直到热流量和交界面温度达到收敛。

1.2 平板对流换热验证

平板对流换热算例模型如下,气体从平板上侧流过,平板内侧保持恒定温度,来流条件为来流马赫数 $Ma_\infty=0.3$,来流雷诺数 $Re_\infty=10^4$,普朗特数 $Pr=0.71$,来流温度 $T_\infty=300$ K。平板长度为1 m,厚度为2.5 cm,材质为铝,密度为2 700 kg/m³,导热系数为211 W/(m·K),单位热容量为900 J/(kg·K),平板内侧温度恒定,为280 K。层流平板对流换热的经验公式为

$$Nu_x = 0.332 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \quad (5)$$

其中 Nu_x 为当地的努塞尔数。

计算网格如图2所示,图中展示的区域为前缘局部放大,上侧为流体域(结构化网格),下侧为固体域(非结构化网格),横轴 x 为沿着平板长度方向的坐标,纵轴 y 为沿着平板法向的坐标,单位均为m。为保证计算精度,交界面网格需保持对接。

计算时流体域采用层流,计算结果如图3所示,横轴与图2中的定义相一致,纵轴 Nu 为努塞尔数(此处省略了脚标 x)。实线为程序计算得到

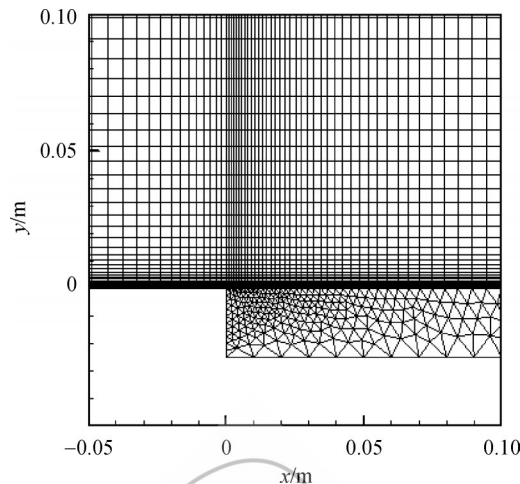


图2 平板对流换热的计算网格(前缘局部)

Fig.2 Computational mesh of the plate convection heat transfer (local part of leading edge)

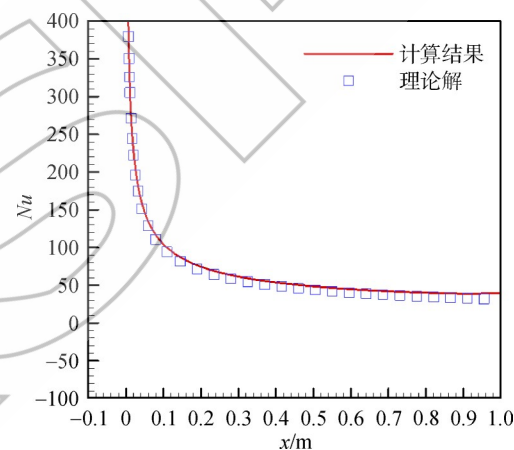


图3 计算结果与理论解的对比

Fig.3 Comparison between the calculated result and the theoretical solution

的数值解,空心符号为式(5)的理论解,可以看出计算结果与理论解符合得很好,初步验证了计算方法的可行性。

2 计算模型及网格

2.1 计算模型简介

图4为单边膨胀喷管-后体结构示意图(半模),喷管为圆转方形式,收缩比为0.35。后体具有上、下两个膨胀边,上膨胀边较短,下膨胀边长度约为上膨胀边的2.8倍。后体和喷管之间还有少量引射次流从间隙流出。真实的膨胀边为较为复杂的曲面,且流道面积略微扩张,算例中均进行了简化处理。对该喷管-后体的气动特性计算分析及验证参见文献[18]。

图5为单边膨胀喷管-后体结构设计示意图,

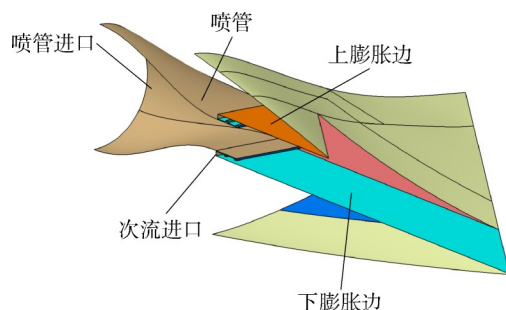


图4 单边膨胀喷管-后体型面示意图

Fig.4 Schematic diagram of single expansion nozzle after-body surface

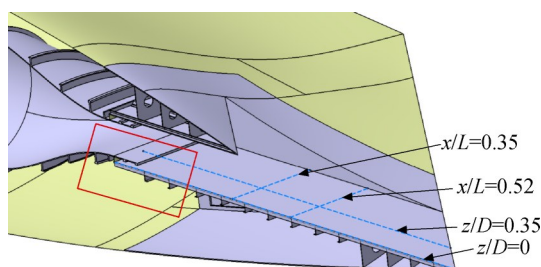


图5 单边膨胀喷管-后体结构设计示意图

Fig.5 Schematic diagram of single expansion nozzle after-body structure design

灰色部分为金属结构,即固体区域,黄色部分仍为气动计算的绝热壁面(无厚度),图中 L 为下膨胀边长度, D 为下膨胀边宽度(半模),则 x/L 表示其长度方向的相对位置, z/D 表示其宽度方向的相对位置。本文喷管进口实际上比文献[18]中更复杂,考虑了喷管进口内、外涵掺混对下游区域温度的影响(图中未示出内、外涵及波瓣状掺混器结构)。

采用共轭传热方法进行计算分析,主要面临以下3个问题:

1) 金属薄壁的网格划分问题。与涡轮导叶不同,飞机蒙皮、侧板等结构非常薄,厚度大约在1~5 mm量级,而展向可达10 m量级,如果以厚度尺度为参考划分网格,再考虑与流体域的网格对接,预计总网格量可达10亿量级,数量过大而无法进行求解。考虑到温度沿展向分布的梯度相对较小,在金属薄壁内划分薄壁型棱柱层网格可有效解决上述问题。

2) 模型简化问题。热载荷主要集中在喷流浸润区,而机身、机翼等广大区域壁面温度近似为外流总温,无需关注热载荷,全部划分网格依然会导致较大计算量。解决方案是仅对喷流影响区附近的区域划分固体域网格,进行共轭传热分析,飞

机其他区域仍然采用常规绝热壁面即可。

3) 边界条件问题。上、下膨胀边内壁面及喷管外壁面均与飞机舱内空间接触,舱内气流流速较低(1 m/s量级),但仍能产生一定的对流换热效果。若模拟舱内真实结构和流动情况,则整体流场较难收敛。经简化的喷流冲击平板算例评估,认为舱内给定表面传热系数和舱温(即第三类热边界条件),计算精度也满足工程需求。

2.2 边界条件及网格说明

计算采用STAR-CCM+软件,采用多面体网格进行空间离散,网格总量在1000万左右;基于全隐式时间推进法进行求解;湍流模型为 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 两方程模型,认为喷流区域均为湍流,无需考虑转捩影响;工质为理想气体,其动力黏度和导热系数均参照 Sutherland 公式。

外流为远场边界,喷管及喷流浸润区为共轭传热边界,保持温度和热流量连续;喷管及次流进口给定总温、总压;舱内环境与金属结构之间为对流换热边界,给定表面传热系数与舱温。计算未考虑辐射换热的影响。

图6展示了下膨胀边固体域网格(位置对应于图5红色方框),绿色界面为喷管及上膨胀边内壁面,即气流与金属结构相接触的流/固交界面;蓝色区域为对称面,流、固区域均包含对称面边界。图7为图6红色方框区域的局部放大,可以比较清晰地看到喷管壁面、下膨胀边壁面以及纵向肋板内部的薄壁型网格,该类型网格可以在不影响计算精度的前提下大幅减少网格数量。

图8为对称面的网格示意图,可以看出流体域壁面附近采用了棱柱层加密,且棱柱层网格与固体域薄壁网格在交界面是完全对接的,保证计算精度。

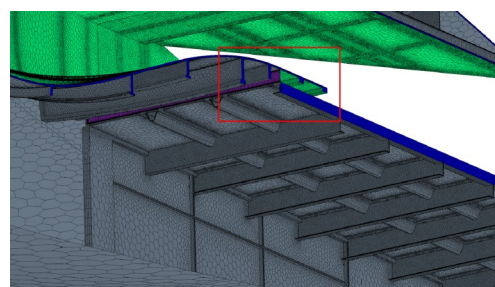


图6 网格示意图(下膨胀边)

Fig.6 Mesh schematic diagram (the lower expansion edge)

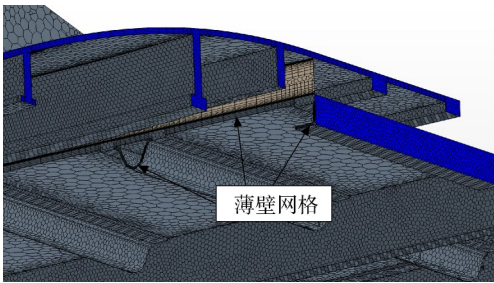
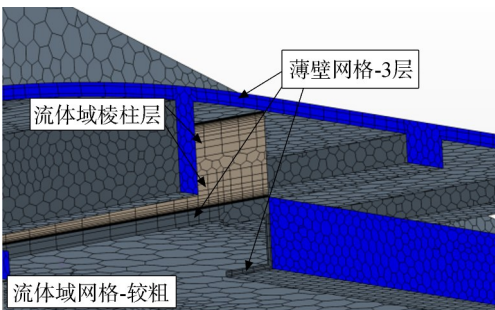


图 7 网格示意图(局部放大)
Fig.7 Mesh schematic diagram (local enlarged)



(a) 网格1

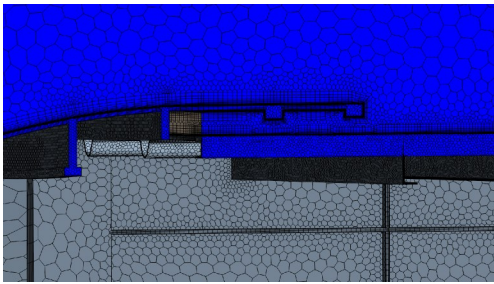
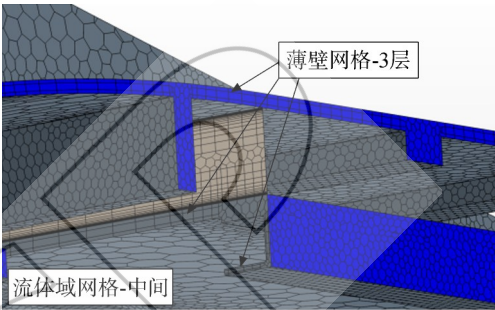
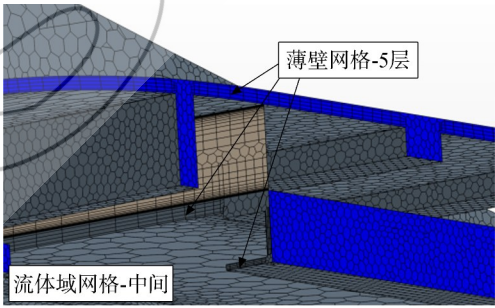


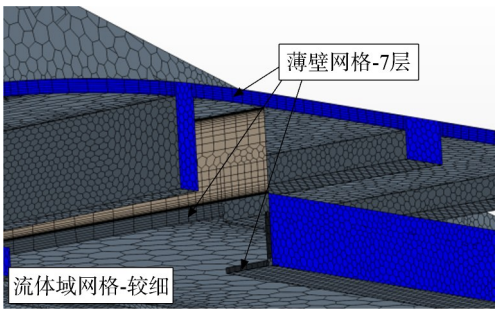
图 8 网格示意图(对称面)
Fig.8 Mesh schematic diagram (symmetry surface)



(b) 网格2



(c) 网格3



(d) 网格4

3 计算结果及分析

3.1 网格无关性分析

计算网格中流体域包含多面体网格、附面层棱柱层网格,固体区域内则主要为薄壁型网格(也包含一定数量的多面体网格),所构建的网格形式与求解方法与常规 CFD 计算有较大不同,需要对网格密度的敏感性进行研究。

构建了 4 套密度不同的计算网格,详细参数见表 1。流体域为“较粗”、“中间”、“较细”3 个尺度,其网格单元的相对尺度大小分别为 1.25、1.0、0.8;固体域薄壁网格分为 3 层、5 层、7 层。网格局部展示见图 9(a)~图 9(d),依次对应表 1 中的网格 1~网格 4。

表 1 网格参数及说明

Table 1 Mesh parameters and description

参数	数值及说明			
	网格 1	网格 2	网格 3	网格 4
流体网格数/万	455	666	672	912
固体网格数/万	79	115	189	360
网格总数/万	534	781	861	1 272
流体网格粗细	较粗	中间	中间	较细
薄壁网格层数	3	3	5	7

图 9 不同密度的计算网格展示
Fig.9 Display of calculated mesh with different densities

图 10(a)、图 10(b)为不同网格计算得到的 $x/L=0.35$ 截线位置上下壁面的温度曲线,其中 x/L 和 z/D 分别代表在长度、宽度方向的相对位置,见图 5 的相关说明。可以得到如下结论:

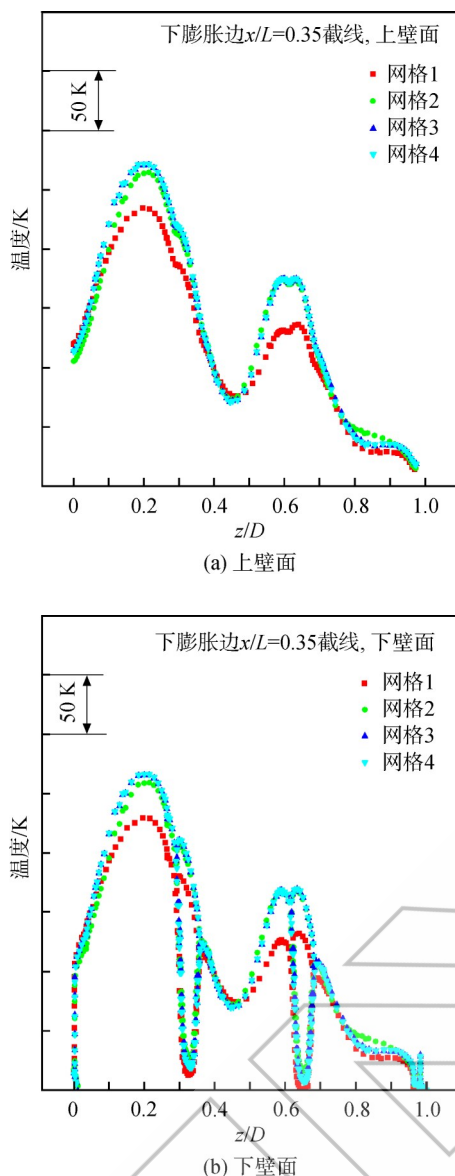


图 10 不同网格计算结果对比

Fig.10 Comparison of the calculated results with different meshes

1) 网格 3 和网格 4 结果几乎重合, 网格密度已充分收敛, 其结果可作为本算例的标准解; 网格 2 与标准解略有差别, 最大偏差为 4 K; 网格 1 与标准解最大偏差为 40 K, 没有通过无关性验证; 选择网格 3 完成后续计算工作;

2) 对比前 3 套网格, 可以推测本算例流体域网格密度对计算结果的影响比固体域网格的影响更大, 主要原因是引射次流与主喷流有较为复杂的掺混, 网格密度对局部流动细节有一定影响, 进而导致壁面温度分布有所差异;

3) 固体域采用 3~5 层薄壁网格已基本满足工程计算需求。对于厚度为 mm 量级的薄板, 两

侧的温度差一般小于 10 K, 且由于导热方程的固有属性, 固体内部沿着厚度方向的温度分布不会出现阶跃从实际情况来看, 7 层以上的薄壁网格容易出现负体积问题, 且局部网格质量难以保证, 不利于计算分析。

3.2 与试验实测数据的对比

为初步验证计算方法有效性, 将计算结果与某次发动机-后体台架联试试验数据进行对比, 试验在贵阳某发动机研究所完成。在下膨胀边内壁面焊接若干热电偶, 测量发动机某状态下经热平衡之后的壁面温度。由于振动环境恶劣, 部分测压点失效, 实际获得的有效温度数据比较有限。温度测量值的误差范围为 $-10 \sim 10$ K。

计算参数设置尽可能与试验状态保持一致, 包括喷管进口参数、地面环境参数等。舱内温度由实测获得; 舱内平均表面传热系数由气流速度结合平板对流换热经验公式预估得到。

考虑到实际计算外形与真实试验件有一定差别, 仅对比了对称面附近某纵向截线上的数据, 结果如图 11 所示。可以看出, 除 $x/L=0.25$ 位置处的计算结果与实测值差别较大外, 其余位置均与均与试验结果吻合较好。整体来看, 计算结果具有相对理想可信度, 可用于工程分析。

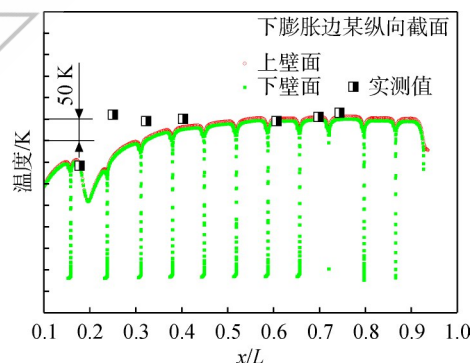


图 11 计算结果与某试验测试数据对比

Fig.11 Comparison of the calculated results with an experiment test data

3.3 与单一流体域计算的对比

将共轭传热方法的计算得到的温度分布与单一流体域的结果进行对比, 以分析金属结构传热带来的影响。单一流体域计算即为常规的气动计算, 所有壁面均为绝热壁。两者除壁面热边界条件之外的其他参数保持一致。计算状态为地面环境, 无外流, 发动机最大状态, 固体域的物性参数参考某耐高温合金进行设置。

图12为两种方法计算得到的壁面温度对比,采用相同的温度标尺(红色表示高温区)。可以看出,内、外涵气流经过波瓣掺混器的作用,在下膨胀边形成了两个高温条带,单一流体计算与共轭传热计算得到的温度分布形式相似,但后者温度低,且肋板处存在低温间隔,说明结构的散热作用是比较明显的,传统的单一流体域方法计算结果可能会导致较大误差。

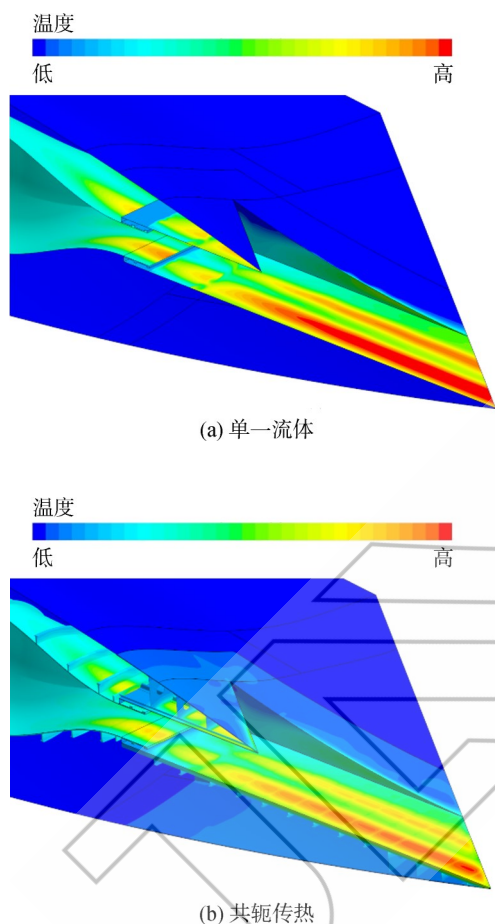


图12 两种方法计算结果对比

Fig.12 Comparison of the calculated results of the two methods

在下膨胀边分别沿 x 方向和 z 方向建立截线,以对比温度分布情况,截线位置如图5中蓝色虚线所示。

图13、图14为单一流体域方法与共轭传热方法计算得到的温度分布对比,分别对应 $z/D=0$ 和 $z/D=0.35$ 截线, $z/D=0$ 截线即为对称面截线。单一流体域计算壁面无厚度,图例以蓝色三角表示,共轭传热计算下膨胀边有上、下两个壁面,图例分别以红色方块和绿色圆点表示。可以得到如

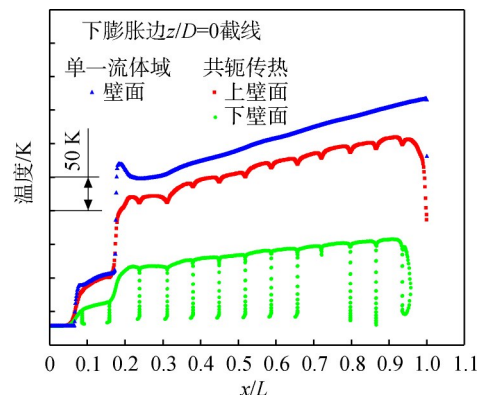


图13 温度分布的对比($z/D=0$ 截线)

Fig.13 Comparison of the temperature distribution ($z/D=0$ cutline)

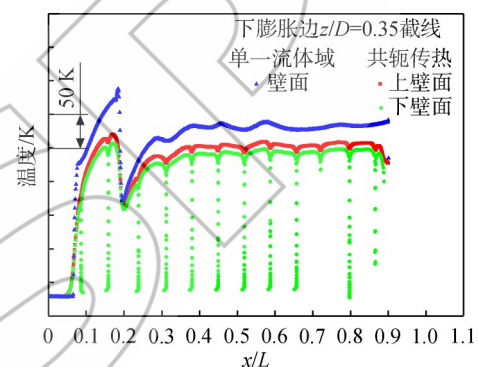


图14 温度分布的对比($z/D=0.35$ 截线)

Fig.14 Comparison of the temperature distribution ($z/D=0.35$ cutline)

下结论:

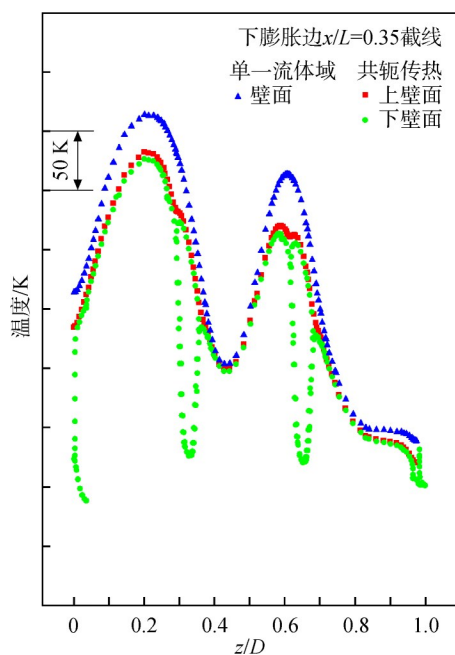
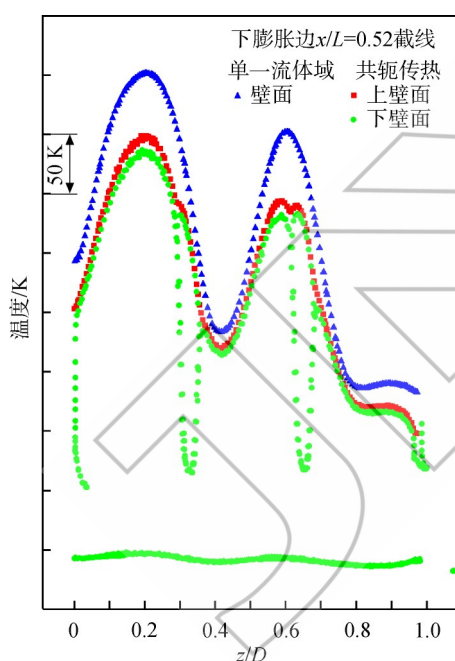
1) 对于上壁面,单一流体域方法计算得到的温度极值比共轭传热方法高约50 K;共轭传热计算结果中由于肋板的散热作用,温度曲线出现较强的波动,下壁面的温度阶跃也是由于肋板散热形成的。

2) 对于 $z/D=0$ 截线,共轭传热计算结果中上、下壁面温度差为120~140 K,而 $z/D=0.35$ 截线,该温度差为10 K;说明长桁($z/D=0$ 截线穿过长桁)有较强的散热能力,并可能存在较大温度梯度,实际计算结果约为70 K/cm。

图15、图16为两种方法计算得到的温度分布在横向截线上的对比,分别对应 $x/L=0.35$ 截线和 $x/L=0.52$ 截线。可以看出

1) 温度曲线整体呈现两个波峰,对应两个高温条带,这与图12的分析是对应的,高温条带温度极值分别位于 $z/D=0.20$ 和 $z/D=0.59$ 位置。

2) 在 $x/L=0.35$ 位置,两种方法计算得到的温度极值相差约30 K,而在 $x/L=0.52$ 位置,温度

图 15 温度分布的对比($x/L=0.35$ 截线)Fig.15 Comparison of the temperature distribution ($x/L=0.35$ cutline)图 16 温度分布的对比($x/L=0.52$ 截线)Fig.16 Comparison of the temperature distribution ($x/L=0.52$ cutline)

极值相差超过 50 K,推测随着 x 值增加,差值会继续增加;温度越高的区域,固体域传热能力越强,金属结构对壁温的影响越不可忽略。

3) 由于纵向肋板(沿喷流方向)的散热作用,下壁面温度曲线出现了两个波谷;肋板上、下壁面温度差约为 210 K,温度梯度较大,极值超过 120

K/cm;由于该肋板为空心结构,其对上壁面温度分布影响较小。

3.4 材料对温度分布的影响

在发动机高温、高压喷流作用下,后体结构局部温度可逼近材料的耐受极限。不同金属材料的导热性能不同,温度耐受极限一般也有较大差别,本文计算方法可研究材料参数对壁面温度分布的影响,为设计提供依据。

图 17(a)、图 17(b)分别为某耐高温合金材料和金属钢在相同条件下计算得到的温度分布云图。温度分布均为两个高温条带,但合金材料的整体温度分布高于金属钢。

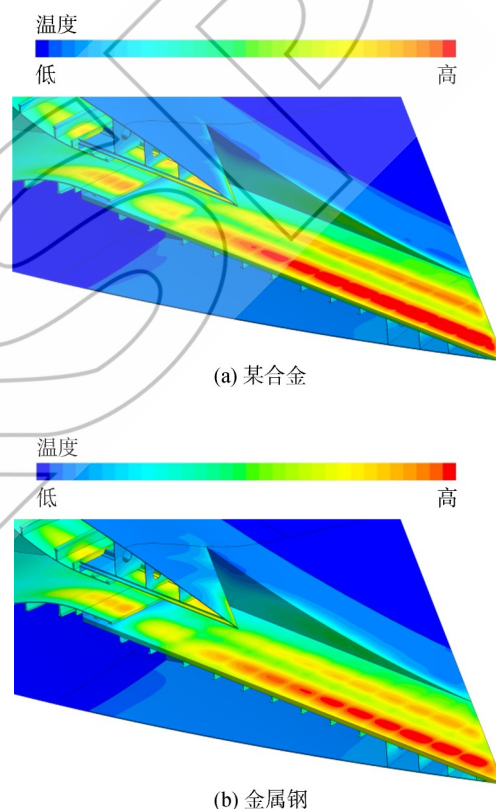


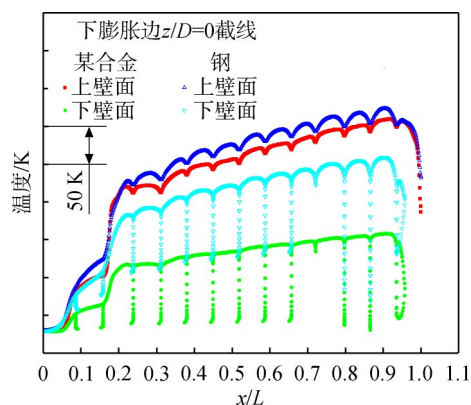
图 17 不同金属材料的温度云图

Fig.17 Temperature cloud picture of different metal materials

图 18 为 $z/D=0$ 截线上温度分布的对比,可以看出

1) 在对称面,合金材料上、下壁面温度均低于金属钢,其中两者上壁面相差约 20 K,下壁面相差约 90 K;这里考虑了长桁的影响,在其他薄壁区域温度差值小于上述值。

2) 与图 17(a)、图 17(b)结合分析,实际上该截线位于两高温条带之间的低温区,其结果不能

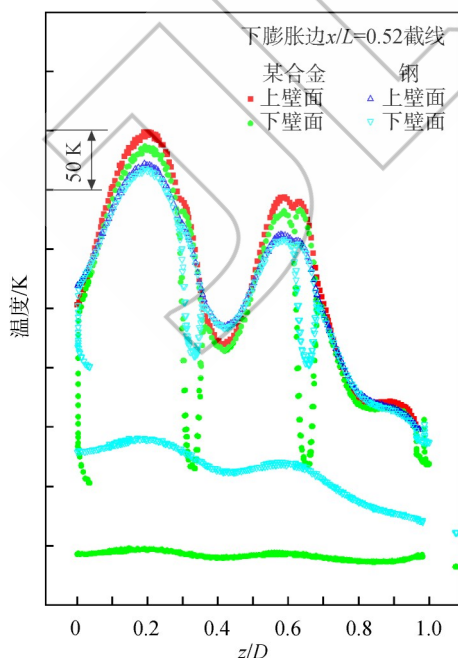
图 18 金属材料对温度分布的影响($z/D=0$ 截线)Fig.18 Effect of metal material on temperature distribution ($z/D=0$ cutline)

反映出材料对温度极值的影响规律,需结合横向截线进一步分析。

图 19 为 $x/L=0.52$ 截线上温度分布的对比,可以看出

1) 合金材料的上面壁面温度极值比钢高约 30 K,下壁面温度极值比金属钢高约 20 K;蒙皮位置,合金材料的上、下壁面温度差约为 15 K,而金属钢为 5 K。

2) 在纵向肋板位置,合金材料上、下壁面温度差约为 210 K,而金属钢为 85 K,合金材料在局部区域容易形成更大的温度梯度,极值超过 120 K/cm,而金属钢仅为 65 K/cm。计算结果可为材

图 19 金属材料对温度分布的影响($x/L=0.52$ 截线)Fig.19 Effect of metal material on temperature distribution ($x/L=0.52$ cutline)

料选择、热应力评估、结构设计等提供依据。

4 结 论

本文采用共轭传热方法对喷流作用下的单边膨胀后体温度分布进行相关研究,对数值方法、网格划分、边界条件等关键问题进行了说明,并对典型状态的计算结果开展分析,主要结论如下:

1) 共轭传热方法对于喷流作用下飞机后体温度场计算分析是适用的,但由于飞机蒙皮、侧板等的结构特点,固体区域内需要采用薄壁型网格,以构建交界面对接的流、固区域共轭计算网格,否则会因为网格量巨大而无法求解。

2) 单一流体计算与共轭传热计算得到的温度分布形式相似,但前者计算得到的温度极值偏高,最大可相差 50 K 以上,且温度越高的区域偏差越大;金属结构的传热不可忽略,共轭传热计算可以得到更为符合实际的结果,并且可以得到温度梯度分布,为热应力分析及结构设计提供指导。

3) 对比某耐高温合金材料和金属钢,合金材料的壁面温度极值比钢高约 30 K,且上、下壁面温度差更大,形成了更高的局部温度梯度;在纵向肋板位置,合金材料梯度极值超过 120 K/cm,而金属钢为 65 K/cm,差别较大。

本文所发展的方法对喷流作用下的飞机后体温度分布问题提供了一种求解思路,便于多参数影响的量化分析,并为工程设计提供指导。后续仍需要利用更多实测数据对计算结果加以标定,以提高分析方法的置信度。

参考文献:

- [1] NANGIA R K, PALMER M E. A comparative study of UCAV type wing platforms-aero performance and stability considerations [R]. AIAA 2005-5078, 2005.
- [2] 徐啟云,王洁,郝文渊,等.国外无人战斗机发展历程和趋势[J].飞航导弹,2016(3):28-32.
XU Qiyun, WANG Jie, HAO Wenyuan, et al. Development history and trend of foreign UCAVs[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(3):28-32. (in Chinese)
- [3] 马怡,潘志雄,罗烈.X-47B 飞翼气动布局设计分析[J].航空科学技术,2014,25(12):1-4.
MA Yi, PAN Zhixiong, LUO Lie. X-47B flying wing aerodynamic configuration analysis[J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(12):1-4. (in Chinese)
- [4] 魏国福,周军,邢娅.欧洲神经元无人攻击机发展历程[J].飞航导弹,2013(8):23-26.
WEI Guofu, ZHOU Jun, XING Ya. The development of European neuron unmanned attack aircraft[J]. Aerodynamic

- Missile Journal, 2013(8): 23-26. (in Chinese)
- [5] 潘金宽. 俄军重型无人机发展现状[J]. 军事文摘, 2019(9): 24-27.
- PAN Jinkuan. Development status of Russian heavy UAV [J]. Military Digest, 2019(9): 24-27. (in Chinese)
- [6] 金捷, 廖华琳, 朱谷君, 等. 轴对称矢量喷管三维传热计算研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(2): 4-7.
- JIN Jie, LIAO Hualin, ZHU Gujun, et al. A numerical investigation of 3D heat transfer for axisymmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 4-7. (in Chinese)
- [7] 廖华琳, 陈徐屹, 张小英. 矢量喷管内燃气辐射与壁面温度的耦合计算[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 581-587.
- LIAO Hualin, CHEN Xuqi, ZHANG Xiaoying. Coupled simulation of gas radiation and wall temperature in vectored nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 581-587. (in Chinese)
- [8] 刘友宏, 李江宁, 才娟. 考虑导热对流和辐射作用的轴对称收扩喷管壁温计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 635-635.
- LIU Youhong, LI Jiangning, CAI Juan. Wall temperature calculation on an axis-symmetrical converging-diverging nozzle considering heat conduction convection and radiation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 635-635. (in Chinese)
- [9] 单勇, 陈著, 尚守堂, 等. 与飞机融合的单边膨胀喷管排气系统气动和红外辐射特征数值计算[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 1-5.
- SHAN Yong, CHEN Zhu, SHANG Shoutang, et al. Aerodynamic and infrared radiation characteristics numerical simulation on single expansion ramp nozzle within aircraft[J]. Aero-engine, 2014, 40(2): 1-5. (in Chinese)
- [10] 张晓罗. 二次流引入单边膨胀喷管气动性能及红外辐射特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- ZHANG Xiaoluo. Study on aerodynamic performance and infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzle with secondary flow[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [11] 韩非, 刘宇. 轴对称喷管与圆转方喷管冷却换热特性的比较[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1947-1953.
- HAN Fei, LIU Yu. Heat transfer characteristics of axis-symmetrical nozzle and RS nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1947-1953. (in Chinese)
- [12] MARINEAU E C, SCHETZ J A, NEEL R E. Turbulent Navier-Stokes simulations of heat transfer with complex wall temperature variations[R]. AIAA-2006-3087, 2006.
- [13] MAN Y H, MI J J. A numerical study on three-dimensional conjugate heat transfer of natural convection and conduction in a differentially heated cubic enclosure with a heat-generating cubic conducting body[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43(23): 4229-4248.
- [14] LI W, CHI Z, KAN R, et al. Experimental investigation of heat transfer dependency on conjugate and convective thermal boundary conditions in pin fin channel[R]. Montreal, Canada: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2015.
- [15] MAN Y H, MI J J. A numerical study on three-dimensional conjugate heat transfer of natural convection and conduction in a differentially heated cubic enclosure with a heat-generating cubic conducting body[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43(23): 4229-4248.
- [16] MENSCH A, THOLE K A, CRAVEN B A. Conjugate heat transfer measurements and predictions of a blade end-wall with a thermal barrier coating[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(12): 121003.1-121003.11
- [17] INSINNA M, GRIFFINI D, SALVADORI S, et al. Conjugate heat transfer analysis of a film cooled high-pressure turbine vane under realistic combustor exit flow conditions[R]. Düsseldorf, German: ASME Turbo Expo, 2014.
- [18] 李虹杨, 王霄, 孙超, 等. 喷流作用下的单边膨胀后体气动载荷研究[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525797.1-525797.11.
- LI Hongyang, WANG Xiao, SUN Chao, et al. Aerodynamic load of unilateral expanded after-body under jet effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525797.1-525797.11. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)