

文章编号: 1000-8055(2009)07-1437-06

隔热屏位置对矢量喷管红外特征影响

刘友宏, 刘 宇

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 建立了包括加力燃烧室隔热屏在内的轴对称矢量喷管内外流一体化流场计算模型, 重点研究了某涡扇发动机隔热屏位置对矢量喷管扩张段壁温及通过矢量喷管喷口发射的红外辐射强度的影响. 结果表明: 基于密度求解器求解包含隔热屏在内的矢量喷管内外流一体化的跨声速流场、温度场和质量分数场是成功的; 随着隔热屏覆盖喷管收敛段的长度增加, 喷管扩张段壁温呈现出先下降而后上升的规律, 存在一个最佳的隔热屏位置. 最后利用作者提出的离散净辐射法, 编制程序计算得到了隔热屏位置对通过喷管喷口发射的红外辐射强度的影响规律.

关 键 词: 矢量喷管; 隔热屏位置; 壁温; 红外特征; 离散净辐射法

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Heat shield position on infrared characteristics of a vectored nozzle

LIU Your hong, LIU Yu

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The inner and outer flow field, temperature field and gas concentration field models including the heat shield in the after burning room of a vectored nozzle were established and computed. The effect of the heat shield position on the inner wall, i. e. the heat shield and the nozzle wall, temperature distribution and the corresponding infrared characteristics was studied. The results show that the transonic flow field solution governed by the Navier-Stokes equations based on the density solver is successful. The wall temperature firstly decreases and then increases when the heat shield length (or position) covering the converging nozzle increases. There is an optimized heat shield position that makes the wall temperature reach the minimum value. Finally the infrared radiant intensity emitted out of the nozzle outlet section was calculated using author's proposed discrete net radiation method.

Key words: vectored nozzle; heat shield position; wall temperature; infrared characteristics; discrete net radiation method

矢量喷管是飞行器机动飞行十分关键的部件之一, 其后向红外辐射强度主要取决于矢量喷管封闭腔壁面的红外辐射^[1], 因此, 壁温对矢量喷管红外特征有很大的影响. 影响矢量喷管壁温的因素很多, 其中, 发动机加力燃烧室隔热屏覆盖矢量喷管收敛段的长度是设计中可以控制和优化的, 是影响矢量喷管壁温的参数之一. 因为矢量喷管热问题的

复杂性, 国内外对此的研究报道很少, 文献[1-2]研究计算了轴对称矢量喷管各层壁的壁温, 但在流场数值模拟中没有考虑隔热屏的存在, 不能研究隔热屏位置对矢量喷管红外特征的影响. 为此, 本文首先建立了包括加力燃烧室隔热屏在内的某轴对称矢量喷管内外流流场计算模型, 考虑了气体各组分的质量分数场, 研究了隔热屏位置对矢量喷管壁面

收稿日期: 2008-07-01; 修订日期: 2008-09-25

作者简介: 刘友宏(1963-), 男, 江苏东台人, 教授, 博士, 主要从事传热传质、红外等研究.

温度的影响,然后在其它条件相同的情况下,利用作者开发的离散净辐射法红外辐射特征软件,定量研究了隔热屏位置对通过矢量喷管喷口截面发射的红外辐射强度的影响.

1 流场计算模型

因为轴对称矢量喷管具有轴对称性,所以选取对称平面作为计算域,计算域的轴向长度为矢量喷管出口半径的 80 倍,计算域的径向长度为矢量喷管出口半径的 12.5 倍.为了研究隔热屏覆盖矢量喷管收缩段筒体的位置(简称:隔热屏位置)对矢量喷管扩张段壁温的影响,建立的包括隔热屏在内的矢量喷管内外流一体化流场的计算模型,包含加力燃烧室、隔热屏、内外涵、发动机机体外流、外调节片与矢量喷管筒体之间的引射流,如图 1 所示.因为本文的研究目标是隔热屏位置对矢量喷管红外特征的影响规律,所以本文没有建立文献[1]那样多层壁复杂的计算模型,矢量喷管筒体外表面绝热.因为不考虑矢量喷管筒体外表面对外的散热,所以会造成通过矢量喷管出口截面的红外辐射强度略升高.

构,参见图 2 的气膜缝网格局部放大图.在图 1 的计算区域中,下侧线为对称轴 x 轴, x 轴的原点位于计算域起始点,对称轴赋予对称轴边界条件.图 1 中左侧由中心轴沿径向向外依次为内、外涵进口、引射流进口和大气外流进口;内外涵进口采用压力进口边界条件,分别赋予总温、总压和燃气、空气的质量分数;引射空气进口也采用压力进口边界条件,赋予大气压力进口边界条件;外流的大气进口赋予远场大气来流压力边界条件.图 1 中上侧为大气外流边界,赋予远场大气来流压力边界条件.图 1 中右侧为计算域出口,赋予远场压力边界条件,其它参量一阶精度外推.所有的固壁,包括隔热屏,为无滑移、绝热边界条件.内涵进口燃气组分由 H_2O , CO_2 , O_2 , CO , NO 和 N_2 组成,外涵、矢量喷管引射流和外流为空气.

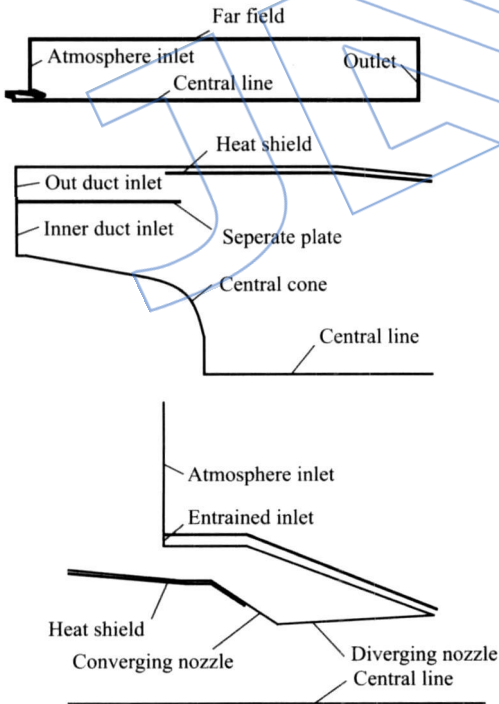


图 1 流场几何模型及其局部放大图
Fig. 1 Computational model and its local magnification

加力燃烧室隔热屏开孔数量众多,开孔直径非常小,所以本文将隔热屏开孔简化为沿流向(轴向)多重排列的、沿周向分布、径向通透的细缝结

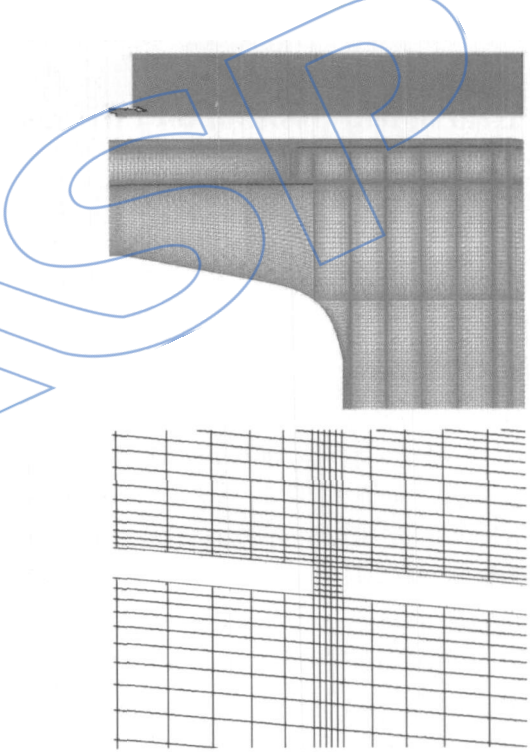


图 2 计算网格及局部放大图
Fig. 2 Mesh and its local magnification

计算网格采用四边形结构化网格,固壁附近和气膜孔附近网格很密,大气外流网格逐渐稀疏.进行了网格无关解数值试验,得到了基本与网格无关的解.矢量喷管内外流计算区域网格划分和气膜孔附近等网格划分的局部放大如图 2 所示.

计算流场为稳态、轴对称、可压流. CFD 算法采用基于密度的可压缩流求解器, N-S 方程组的对流项离散格式采用二阶上风格式^[3],梯度的计算采用精度较高的以控制单元为基准的

Greer Gauss 理论^[45], 湍流模型采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型^[6], 考虑了气流的可压缩性修正, 近壁第一层网格 $y^+ \leq 1$. 气流组分质量分数场通过求解非预混的气相组分对流扩散质量分数控制方程获得, 混合组分的物性参数按各组分混合律求解. 求解采用商业软件 FLUENT 进行.

本文研究具有实用价值的隔热屏覆盖矢量喷管收敛段的长短对矢量喷管红外特征的影响规律. 隔热屏顺流动方向的终点位置, 最短在收敛段的起始点, 即 $L=0$ 处; 最长的位置在收敛段的终点(喉部), 即 $L=\lambda$ 处, λ 为矢量喷管收敛段的轴向长度. 因此, 本文把隔热屏的位置划分为 9 种工况, 分别建立计算模型, 对发动机在零高度零马赫数中间状态(HOM0)成功进行了数值模拟. 隔热屏位置的 9 种工况见表 1 所示.

表 1 隔热屏位置 9 种工况

Table 1 Nine cases of the heat shield position

工况	L/λ	备注
1	0	收敛段无隔热屏
2	0.125	
3	0.250	
4	0.375	
5	0.500	
6	0.625	
7	0.750	
8	0.875	
9	1.000	收敛段全部被隔热屏覆盖

各组分质量分数场对矢量喷管的红外特征分布有较大的影响, 图 3 所示为带隔热屏矢量喷管计算模型主要组分质量分数场在喷口附近的局部放大图, 其它组分的质量分数场分布与此相似. 从图 3 中可以看出, 气流各个组分混合主要发生在内外涵分隔板的下游, 隔热屏壁面附近基本为外涵冷却空气; 在矢量喷管出口附近, 因为激、膨胀波的作用, 组分分布的等值线图呈现出波浪形特征. 到矢量喷管出口下游较远处, 各组分已混合较均匀.

2 壁温研究

在 HOM0 中间状态的隔热屏各种位置工况下, 数值模拟的矢量喷管封闭腔内与燃气接触的固壁表面(隔热屏内壁+ 喷管收扩段内壁)壁温沿轴向分布, 及其局部放大图如图 4 所示. 由图 4 可见, 在各种隔热屏位置下壁温在收敛段之前, 在隔热屏的很长一段距离内没有大的变化, 这是因为隔热屏气膜冷却效果好, 然后在收敛段起始位置前某一点沿着流动方向逐渐上升, 一直上升到隔热屏的右端终止点, 接着壁温突然下降, 突然下降的原因是因为此处壁温表示的已经是矢量喷管筒体内壁面温度了, 而此处因为有隔热屏与喷管筒体之间的冷气流流出, 所以壁温较低. 随后沿着流动方向, 除喉部温度略有一点下降外, 温度逐渐升高, 这个趋势一直保持到扩张段的终止点, 即矢量喷管出口截面. 在喉部附近壁温略有一点下降, 这是因为内流气流在喷管喉部截面达到临界状态, 然后气流膨胀加速, 温度降低.

从图 4(a) 中可以看出, 在矢量喷管喉部以前, 封闭腔内壁面温度最高的工况是隔热屏完全覆盖收敛段的工况($L/\lambda=1$), 封闭腔内壁面温度最低的是隔热屏没有覆盖收敛段的工况($L/\lambda=0$), 说明此时隔热屏外侧的冷却气流在矢量喷管收敛段形成了有效的缝槽气膜冷却. 在矢量喷管喉部以后, 即矢量喷管扩张段, 从图 4(b) 中可以看出, 壁温最高的是隔热屏没有覆盖收敛段的工况($L/\lambda=0$), 其次是隔热屏完全覆盖收敛段的工况($L/\lambda=1$); 最低的是隔热屏部分覆盖收敛段的工况, $L/\lambda=0.75$, 其次是 $L/\lambda=0.5$, 再次是 $L/\lambda=0.875$, 最后是 $L/\lambda=0.375$.

对矢量喷管红外特征影响比较重要的是矢量喷管扩张段与燃气接触的固壁表面壁温. 这是因为矢量喷管喷口处红外辐射强度受扩张段的影响远远大于收敛段的影响, 扩张段内壁面的红外辐

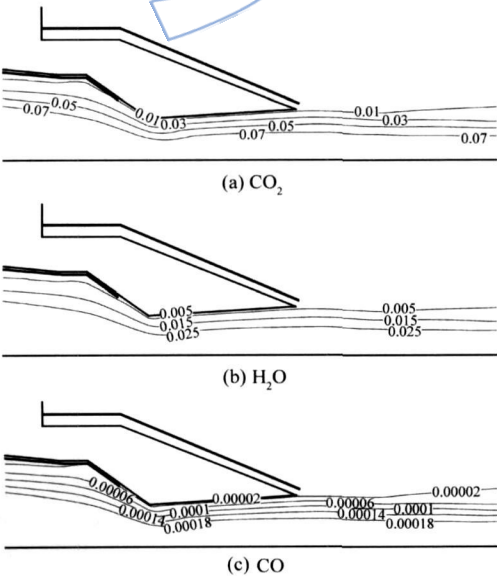


图 3 喷管内外质量分数场及其局部放大图(质量分数)
Fig. 3 Concentration contour around the nozzle

射对喷口红外辐射有直接贡献。以前的研究表明^[7], 因为收敛段面积较小, 同时相对于低压涡轮等高温部件其温度低很多, 所以收敛段壁温的少量变化对喷口处红外辐射强度基本没有影响。从图 4(b) 总体来看, 在 $L/\lambda=0.375, 0.5, 0.625, 0.75, 0.875$ 这 5 种工况下壁温均较低, 明显低于 $L/\lambda=0, 1$ 和 0.125 。在设计中, 从降低红外辐射强度的目的考虑, $L/\lambda=0.375, 0.5, 0.625, 0.75, 0.875$ 这 5 种方案均可以考虑采用, 扩张段壁温差别不是十分大, 从降低重量角度看, 以 $L/\lambda=0.375, 0.5$ 为最佳。

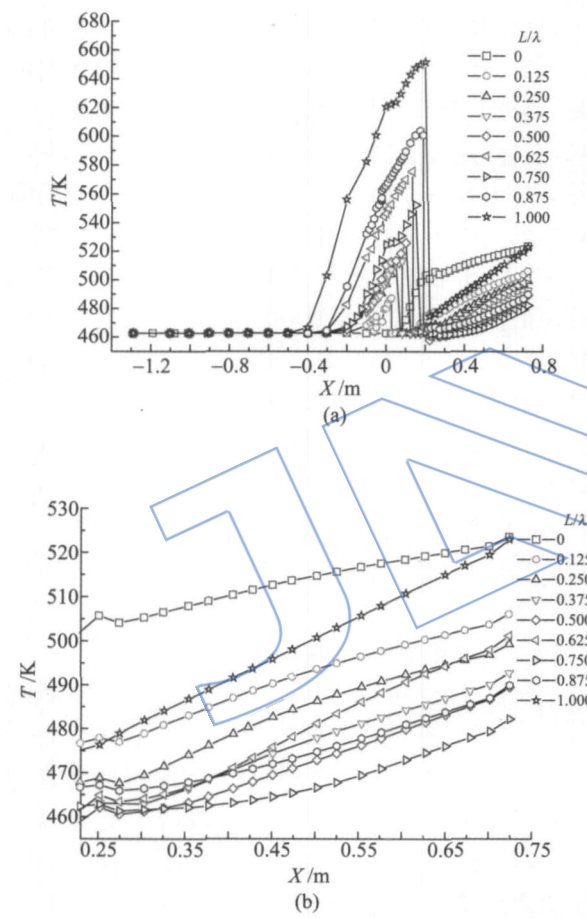


图 4 喷管壁温沿轴向分布图

Fig. 4 Wall temperature distribution along the axis direction

由图 4 中可见, $L/\lambda=0.375, 0.5, 0.625, 0.75, 0.875$ 这 5 种工况下矢量喷管扩张段壁温均较低, 但到底哪一种工况最优, 红外辐射强度最小, 没有定量结果。为此, 对上述 9 种隔热屏位置分别进行了同样来流参数下的红外特征计算, 得到了定量比较的结果。

3 红外特征研究

3.1 计算模型

矢量喷管的进口平面、隔热屏、扩张段筒体、喷口平面组成一个封闭腔, 进口平面由低压涡轮、整流支板、中心锥、加力燃烧器、加力稳定器、内外涵分隔板等效组成, 其壁面发射率为等效发射率, 参见图 5 所示。同时图 5 还表示了矢量喷管封闭腔红外特征的计算网格。本文辐射传热的名词、术语的定义和标识按照 Siegel 和 Howell^[8] 论著中的定义和标识。标准状态下气体的光谱吸收系数采用 NASA 报告中推荐的基于谱带模型的数据库^[9]。参与红外辐射的介质有水蒸气、二氧化碳、一氧化碳、一氧化氮气体组分和固壁。气体总的光谱吸收系数等于水蒸气、二氧化碳、一氧化碳和一氧化氮辐射组分的光谱吸收系数与各自的摩尔分数乘积之和。

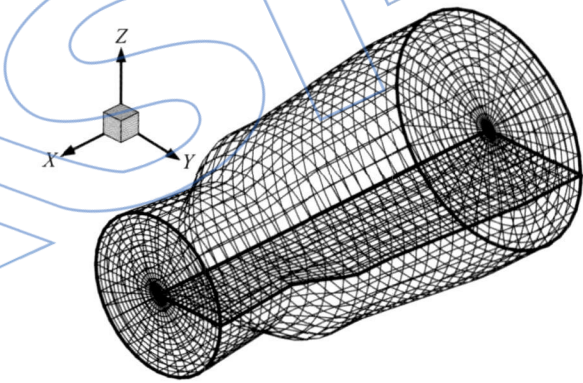


图 5 封闭腔划分网格示意图

Fig. 5 Aero engine exhaust room and its grid

有了矢量喷管封闭腔内壁面和气体温度场、质量分数场后, 矢量喷管封闭腔红外辐射传递计算就可以利用作者发展的离散净辐射法(discrete net radiation method, DNRM)理论模型及其相应的求解方法求解。DNRM 是吸收离散传递法(discrete transfer method, DTM)^[8]和净辐射法(net radiation method, NRM)^[8]的优势, 利用辐射传递方程(radiation transfer equation, RTE)的完整微积分形式提出的。它是在封闭腔内表面每个离散单元上分别考虑气体介质参与的辐射传递计算, 限于篇幅, 简略过程可参见文献[7], 具体理论另文发表。

3.2 红外计算结果与分析

考虑到离散光谱分辨率^[10]无关解的要求, 对

表 2 方向总红外辐射强度随天顶角变化

Table 2 Directional band total radiant intensity varied with polar angle

$\theta/(^{\circ})$	$L/\lambda=0$	$L/\lambda=0.125$	$L/\lambda=0.250$	$L/\lambda=0.375$	$L/\lambda=0.500$	$L/\lambda=0.625$	$L/\lambda=0.750$	$L/\lambda=0.875$	$L/\lambda=1.0$
0	2 199.71	2 199.48	2 199.57	2 199.51	2 199.79	2 200.81	2 200.38	2 202.08	2 205.82
10	1 918.70	1 918.24	1 903.84	1 918.12	1 918.53	1 919.44	1 918.98	1 920.47	1 923.97
20	493.85	492.58	492.42	491.94	492.01	492.71	492.12	493.03	497.46
30	68.23	65.46	64.95	64.24	64.28	66.01	64.33	66.71	76.45
40	33.88	29.07	27.84	26.62	26.25	28.75	26.11	29.07	40.10
50	30.22	24.22	22.45	20.81	20.12	22.04	19.47	21.53	30.17
60	25.63	20.61	19.11	17.58	16.86	18.76	15.96	17.67	24.86
70	18.25	14.75	13.67	12.55	12.02	13.57	11.24	12.45	17.84
80	9.31	7.55	6.99	6.43	6.17	7.02	5.74	6.34	9.22
90	0	0	0	0	0	0	0	0	0

上述 9 种隔热屏位置分别进行了同样来流参数下的红外特征计算,得到了在这 9 种位置下,矢量喷管出口截面处,即仅矢量喷管封闭腔,在红外辐射波长范围 3~ 5 μm 内的辐射特征,如表 2 所示.

由表 2 可见,矢量喷管喷口截面位置在 3~ 5 μm 内的方向总红外辐射强度在各种隔热屏位置下相差不十分明显.图 6(a) 为根据表 2 的数据绘制的矢量喷管喷口截面位置在 3~ 5 μm 内的方向总红外辐射强度随天顶角 θ 的变化曲线,可见在各种隔热屏位置下方向总红外辐射强度相差不十分明显.由图可见,在 $\theta=0^{\circ}$ 方向,喷口的方向总红外辐射强度为最大值;随着天顶角的增加方向总辐射强度在 $\theta=10^{\circ}$ 前缓慢减小;在 $20^{\circ}>\theta>10^{\circ}$ 方向,方向总辐射强度急剧变化、减小;当 $\theta\geq 30^{\circ}$ 后,方向总辐射强度缓慢变化.当 $\theta\approx 20^{\circ}$ 时,方向总辐射强度变化剧烈的原因是:天顶角的微小变化会导致计算域进口截面的高温部件,如低压涡轮和中心锥,在矢量喷管出口截面变得不可见.

由此可见,要定量比较研究隔热屏位置对矢量喷管红外特征的影响,比较精确的做法应该是去除计算域进口截面高温部件的影响.由几何知识可知,本文当 $\theta\geq 30^{\circ}$ 后,喷口处的方向总辐射强度基本上不受封闭腔低压涡轮进口截面高温部件的影响,虽然中心锥影响仍然存在.画出 $\theta\geq 30^{\circ}$ 后矢量喷管喷口在 3~ 5 μm 内的方向总红外辐射强度随天顶角 θ 的变化曲线,如图 6(b) 所示.由图 6(b) 可见,隔热屏的位置对矢量喷管喷口天顶角较大方向($\theta\geq 30^{\circ}$) 的方向总红外辐射强度影响显著, $L/\lambda=0.75, 0.5, 0.375, 0.25, 0.875, 0.625$ 工况明显小于 $L/\lambda=0, 0.125, 1$ 工况,在本文的计算参数下,图 6(b) 中

最低的 $L/\lambda=0.75$ 的方向总红外辐射强度比最高的 $L/\lambda=1$ 平均要小 20% 左右. $L/\lambda=0.75, 0.5$ 两种工况的方向总红外辐射强度差别很小,经过仔细对比分析, $L/\lambda=0.75$ 工况与 $L/\lambda=0.5$ 工况最大相对差别小于 7%.

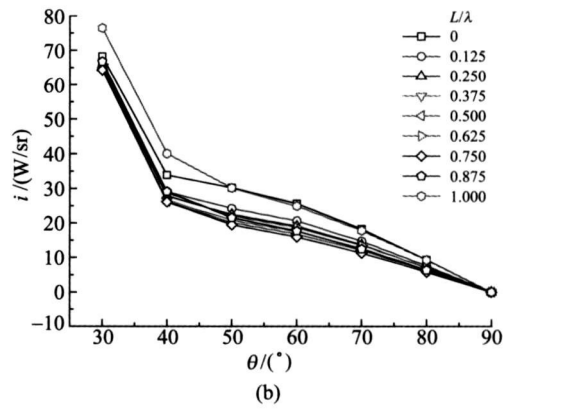
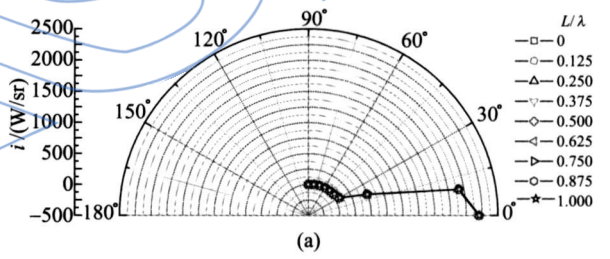


图 6 HOM0 方向总辐射强度随天顶角的变化
Fig.6 Directional total intensity vs. polar angle

总之,在 HOM0 中间工况下,仅从考虑喷管扩张段固壁及其燃气的辐射角度考虑,最优的隔热屏位置为 $L/\lambda=0.75$,但因为 $L/\lambda=0.5$ 情况下

的红外辐射与 $L/\lambda=0.75$ 的差别不明显,所以本文综合考虑最优化的隔热屏位置为 $L/\lambda=0.5$.

4 结 论

本文求解了包含加力燃烧室隔热屏在内的轴对称矢量喷管内外流一体化的跨声速流场.随着隔热屏覆盖喷管收敛段的长度增加,矢量喷管扩张段壁温呈现出先下降而后上升的规律,在本文计算条件下,最佳的隔热屏位置为 $L/\lambda=0.5$.另外,隔热屏位置对涡扇发动机矢量喷管红外辐射特征在低的天顶角上几乎没有影响,在高的天顶角($\theta \geq 30^\circ$)上有较大的影响,原因在于隔热屏的位置对矢量喷管扩张段的壁温有较大的影响,同时矢量喷管喷口截面红外辐射强度在低的天顶角上取决于从喷口可见的封闭腔进口的高温部件,如低压涡轮、中心锥;在高的天顶角上喷口红外辐射强度取决于喷管扩张段的壁温及其燃气辐射.优化设计的隔热屏位置比喷管收缩段不覆盖或完全覆盖隔热屏的工况,方向总红外辐射强度在可比的、高的天顶角($\theta \geq 30^\circ$)条件下降低 20% 左右.

参考文献:

[1] 刘友宏,李江宁,才娟. 考虑导热对流和辐射作用的轴对称矢量喷管壁温计算[J]. 航空动力学报,2008, 23(4): 635-641.
LIU Youhong, LI Jiangning, CAI Juan. Wall temperature calculation of an axisymmetrical converging-diverging nozzle considering heat conduction, convection and radiation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 635-641 (in Chinese)

[2] 张小英,朱谷君,王先炜. 矢量喷管壁温分布的数值计算研究[J]. 航空动力学报,2003, 18(5): 634-638

ZHANG Xiaoying, ZHU Gujun, WANG Xianwei. Numerical study of temperature distribution on vectored nozzle wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 634-638 (in Chinese)

[3] Barth T J, Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes [R]. AIAA-89-0366, 1989

[4] Holmes D G, Connell S D. Solution of the 2D Navier-Stokes equations on unstructured adaptive grids[R]. Buffalo, NY: The AIAA 9th Computational Fluid Dynamics Conference, June, 1989.

[5] Rauch R D, Batira J T, Yang N T Y. Spatial adaption procedures on unstructured meshes for accurate unsteady aerodynamic flow computations[R]. AIAA-91-1106, 1991

[6] Menter F R. Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605

[7] 刘友宏,邵万仁,张锦绣. 发动机矢量喷管及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报,2008, 23(4): 591-597.
LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flow field and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 591-597 (in Chinese)

[8] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer [M]. 4th ed. New York: Taylor and Francis, 2002

[9] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion[R]. NASA-SP-3080, 1973

[10] 刘友宏. 离散光谱分辨率对喷流红外特性 FVM 计算的影响[J]. 航空动力学报,2008, 23(3): 436-442.
LIU Youhong. Discrete spectral resolution effect on calculation of the infrared characteristics of engine plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 436-442 (in Chinese)