

TBCC 燃烧室/喷管一体化壁面温度计算

刘友宏, 郜晶晶

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100091)

摘 要: 基于 Navier-Stokes(N-S)方程组对包括隔热屏、隔热屏内外流、大气外流在内的涡轮基组合动力(TBCC)发动机燃烧室/喷管进行了一体化的气/热耦合数值模拟,考虑了燃气组分输运、辐射换热等影响,研究了其在某典型飞行状态下 TBCC 冲压发动机燃烧室/喷管筒体及隔热屏内外壁壁面温度、辐射换热热流及对流换热热流分布.结果表明:燃烧室/喷管筒体与对称面上下交线的壁面温度在轴向距离为 0.5~2.6 m 内变化较小,在轴向距离为 2.6~3.1 m 内急剧增加,在轴向距离为 3.1~3.5 m 内急剧下降.之后,上交线筒体壁面温度沿流向减小,下交线筒体壁面温度先升高后降低.筒体壁面温度最高点在喷管下调节板收缩段,为 1577 K.隔热屏内壁面辐射热流在 370~500 kW/m² 变化,上下交线处的辐射热流较外壁面的辐射热流约高 300 kW/m²,辐射热流沿流向先减小后增加.隔热屏外壁面辐射热流在 50~200 kW/m² 范围内分布.

关 键 词: 涡轮基组合动力(TBCC) 燃烧室/喷管; 壁面温度; 气/热耦合; 辐射换热; 热流

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Wall temperature calculation on integrated combustion and nozzle in TBCC

LIU You-hong, GAO Jing-jing

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Based on the Navier-Stokes (N-S) equations, the numerical simulation of coupling gas and heat on the integrated computational domain of combustion and nozzle in TBCC (turbine based combined cycle), including the heat shield, internal and external flow of the heat shield and the outer flow field, was carried out, inconsideration of the gas composition and the radiation heat transfer. The wall temperature distribution of the cylinder and heat shield in the integrated computational domain of combustion and nozzle in TBCC under certain flight condition was mainly studied in addition to the radiation heat flux distribution of heat shield. Results showed that the wall temperature along the intersection of the symmetry and cylinder changed slightly within the range of axial distance from 0.5 m to 2.6 m. The wall temperature rapidly increased within the range of axial distance from 2.6 m to 3.1 m, and dramatically decreased within the range of axial distance from 3.1 m to 3.5 m. Then the wall temperature along the upper intersection decreased gradually, while the wall temperature along the lower intersection increased first and then decreased. The highest wall temperature point (1577 K) of the cylinder was contraction section of lower adjusting plate of nozzle. The radiation heat flux of inner wall of the heat shield changed from 370 kW/m² to

收稿日期: 2015-05-18

作者简介: 刘友宏(1963—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事气动热力、红外和力学等研究.

引用格式: 刘友宏,郜晶晶. TBCC 燃烧室/喷管一体化壁面温度计算[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 257-267. LIU Youhong, GAO Jingjing. Wall temperature calculation on integrated combustion and nozzle in TBCC[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 257-267.

500 kW/m², the radiation heat flux decreased first and then increased along the flow, the radiation heat flux of the two intersections was more than 300 kW/m² compare with outer wall, the radiation heat flux of outer wall of the heat shield changed from 50 kW/m² to 200 kW/m².

Key words: combustion and nozzle in turbine based combined cycle (TBCC); wall temperature; coupling aerodynamic and heat transfer; radiation heat transfer; heat flux

涡轮基组合动力 (turbine based combined cycle, TBCC) 由于在 马赫数为 0~7 范围内有着推力大、成本低、可靠性高、比冲较高、可实现性好^[1-3] 等优点,引起各国的重视,国内外对此进行了大量的研究^[4-7]. TBCC 发动机在高速飞行时,不仅飞行器外部存在较高的气动热载荷,而且排气系统等存在较高的热负荷与气动载荷^[8],从而使得发动机舱内的热环境极其恶劣,为了对舱内元器件进行热防护设计,首先需要精确计算分析 TBCC 发动机高温部件的壁面温度(下文简称壁温).从公开文献看,国内外对 TBCC 发动机排气系统的研究主要围绕 TBCC 发动机模态变化前后结构参数等对气动特性的影响^[9-11],以及结构参数对单边膨胀喷管的气动特性和红外特性影响^[12-15],而对 TBCC 发动机冲压模态时喷管传热及壁温分布研究少见,对带隔热屏的燃烧室/喷管一体化传热及温度分布研究更是罕见.为此,本文基于 N-S (Navier-Stokes) 方程组对包括隔热屏、隔热屏内外流、大气外流在内的 TBCC 燃烧室/喷管进行了一体化的气/热耦合数值模拟,考虑了流体组分输运、燃烧室/喷管内各层间的固体域导热、对流换热和辐射换热,以及隔热屏气膜冷却,得到了有工程应用价值的结果.

1 计算模型

1.1 计算模型验证

NASA Langley 实验室^[16-17] 对马赫数为 6 某单边膨胀喷管内流场进行了测量,其单边膨胀喷管结构简图如图 1 所示,斜面起点为坐标原点,沿斜面方向为 X 轴,垂直于斜面方向为 Y 轴.利用本文建立的计算模型对其进行了计算流体动力学 (CFD) 模拟研究,图 2~图 5 分别给出了沿流向不同位置各测量线上沿 Y 方向毕托管总压 p_t 实验值 (Exp.) 与 CFD 计算值的对比.由图可知,不同测量线处,CFD 计算的毕托管总压值和实验值相近,最大误差为 14%,最小误差为 0.25%,变化规律相同,验证了本文计算模型的可靠性和精确度.

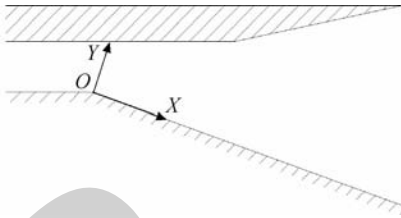


图 1 单边膨胀喷管结构简图
Fig. 1 Structure sketch of single expansion ramp nozzle

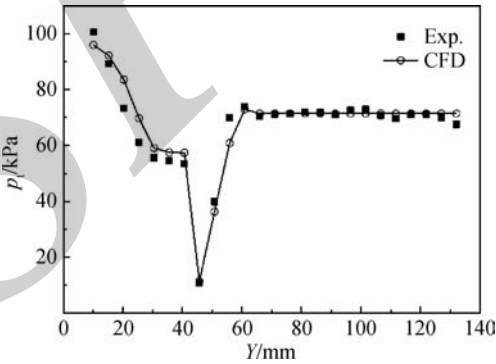


图 2 膨胀面 $X=54.36\text{ mm}$ 测量线处毕托管总压实验值与 CFD 计算值对比
Fig. 2 Comparison of rake Pitot total pressure between experiment and CFD with distance from expansion surface at $X=54.36\text{ mm}$

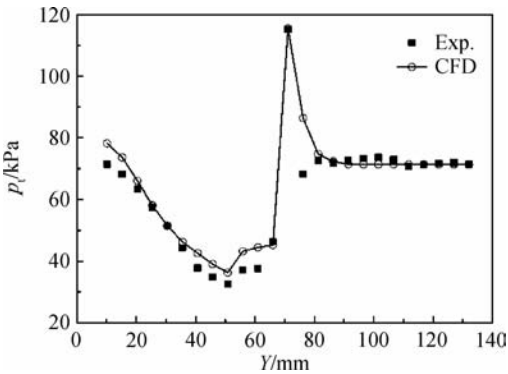


图 3 膨胀面 $X=88.9\text{ mm}$ 测量线处毕托管总压实验值与 CFD 计算值对比
Fig. 3 Comparison of rake Pitot total pressure between experiment and CFD with distance from expansion surface at $X=88.90\text{ mm}$

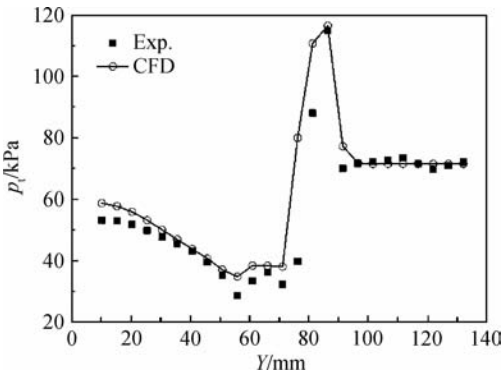


图 4 膨胀面 $X=114.30\text{ mm}$ 测量线处毕托管总压实验值与 CFD 计算值对比
Fig. 4 Comparison of rake Pitot total pressure between experiment and CFD with distance from expansion surface at $X=114.30\text{ mm}$

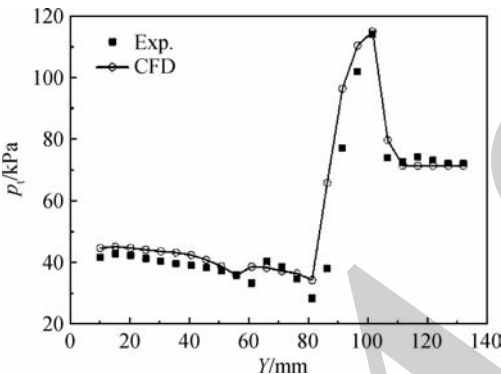


图 5 膨胀面 $X=139.70\text{ mm}$ 测量线处毕托管总压实验值与 CFD 计算值对比
Fig. 5 Comparison of rake Pitot total pressure between experiment and CFD with distance from expansion surface at $X=139.70\text{ mm}$

1.2 物理模型

TBCC 发动机在正常巡航飞行时,仅冲压发动机工作,考虑到 TBCC 发动机具有 1/2 对称性,以及冲压发动机燃烧室也对发动机舱热环境具有较大的影响,因此,本文建立了 TBCC 发动机燃烧室/喷管一体化的气/热耦合计算模型,其由燃烧室、单边膨胀喷管、隔热屏、隔热屏内外流和大气外流组成,如图 6 所示。图中 X 轴为流向, Y 轴为垂直向上, Z 轴满足右手定则与 X,Y 轴垂直。定义燃烧室前 0.5 m 为 X 为零。燃烧室直径为 D ,长度为 $1.15D$ 。单边膨胀喷管圆转矩的内型面采用超椭圆方程进行等面积过渡设计,单边膨胀喷管圆转矩段长度为 $0.66D$,出口高度为 $0.79D$,宽度为 $0.5D$ 。单边膨胀喷管喉部高度为 $0.18D$,单边膨胀喷管出口截面高度为 $1.83D$,上膨胀边长度为

为 $5.05D$,下膨胀边长度为 $1.56D$ 。大气外流的长度为 $33.68D$,宽度为 $5.79D$,高度为 $5.3D$ 。

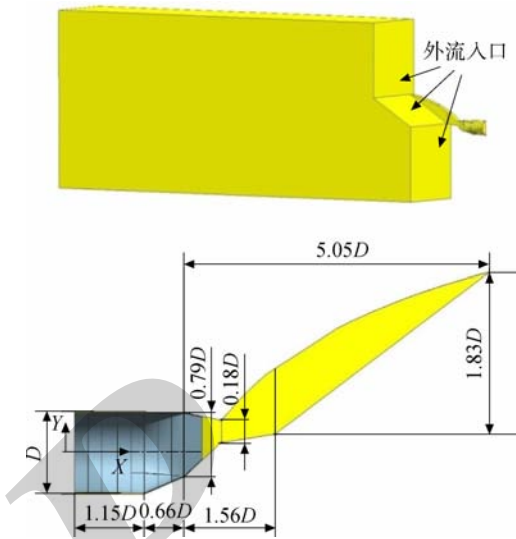


图 6 简化后的 TBCC 发动机燃烧室/喷管一体化模型
Fig. 6 Integrated model of combustion and nozzle in TBCC engine after simplified

出于燃烧室/喷管筒体热防护的需要,根据作者以前的研究成果,在燃烧室至喷管收缩段 1/2 处设计有隔热屏^[18],隔热屏壁厚 H ,隔热屏外壁距筒体的距离由 $3.33H$ 到 $0.67H$ 均匀减小。TBCC 发动机燃烧室/喷管的隔热屏开孔数量众多,开孔直径小,因此本文将隔热屏开孔面积等效为沿流向多重排列的、沿周向分布、径向通透的细缝结构,筒体内部隔热屏几何结构如图 7 所示。

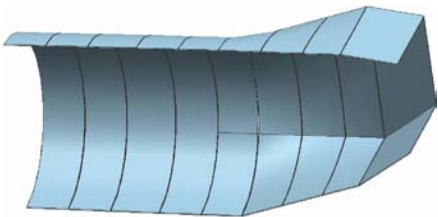


图 7 隔热屏几何结构
Fig. 7 Structure of the heat shield

隔热屏外的冷却气通过隔热屏的细缝结构后形成气膜,气膜静温、静压分布分别如图 8、图 9 所示。由图 8 可知,冷却气通过隔热屏的隙缝后流过隔热屏,形成气膜,流体静温明显低于主流静温。由图 9 可知,冷却气的静压大于主流的静压。

1.3 网格划分

虽然计算域几何结构复杂,但由于结构化网格能够很好地控制网格质量,以较少的网格数达

到较高的计算精度,更易收敛,因此采用分块结构化网格离散计算域.进行了网格无关性研究,共设置 4 组网格,网格数 N 分别为 10^6 , 1.5×10^6 , 4×10^6 , 7×10^6 . 由于壁温是影响 TBCC 发动机舱元器件热防护设计的最重要因素,选取多个具体位置的壁温进行分析比较,各具体位置点的坐标如表 1 所示.

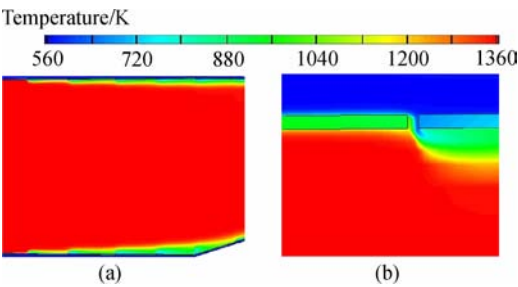


图 8 气膜静温分布
Fig. 8 Static temperature distribution of air film

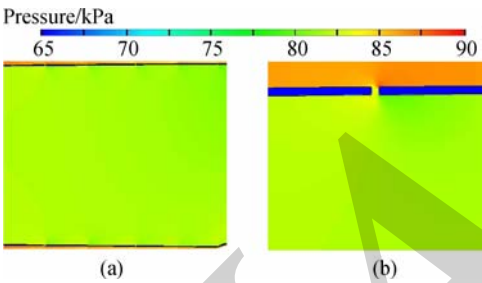


图 9 气膜静压分布
Fig. 9 Static pressure distribution of air film

表 1 各具体位置点的坐标
Table 1 Position of each point

位置点编号	X/m	Y/m	Z/m
1	0.500	0	0
2	1.800	0	0
3	2.545	0.237	0
4	3.241	0.704	0
5	4.248	0.824	0

在各网格数下,表 1 中各位置点壁温值分布如图 10 所示,从图中可以看出:当网格数 N 从 4×10^6 增加到 7×10^6 时,各位置的壁温变化很小,变化相对值小于 0.01% ,可认为网格数为 4×10^6 时已满足网格无关性的要求,因此采用 4×10^6 作为本文计算网格数.

网格数为 4×10^6 ,近壁区进行了加密处理,划分结果如图 11 所示,经验证可以满足湍流模型

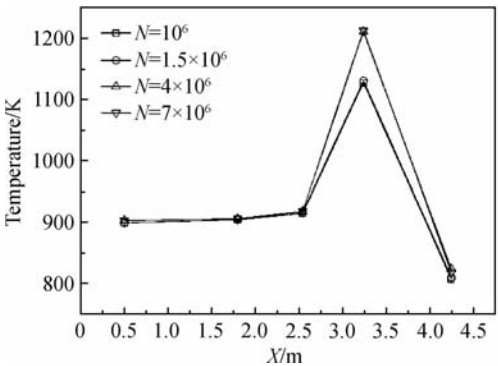


图 10 各网格数下相同位置点的温度值的比较
Fig. 10 Comparison of the temperature at the same position of different mesh numbers

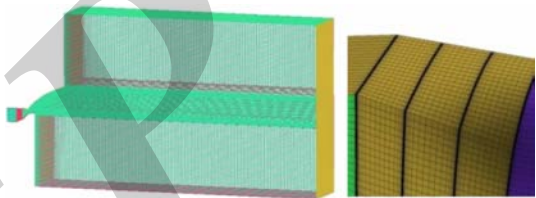


图 11 计算域的网格及其局部放大图
Fig. 11 Mesh and its local magnification of computational domain

对网格的要求.

1.4 边界条件及计算方法

隔热屏内侧流体为燃气,隔热屏外侧流体和大气外流为空气.由于隔热屏内侧流体、大气外流速度大,马赫数较大,所以气体为理想可压缩流体,气体的比热容、导热系数和黏度满足理想气体混合规律,燃气与空气的组分由水蒸气、氧气、二氧化碳、氮气组成,各组分的质质量分数如表 2 所示.

表 2 各组分的质质量分数
Table 2 Mass fraction of each component

气体	组分		
	水蒸气	氧气	二氧化碳
燃气	0.0291	0.147	0.074
空气	0.005	0.220	0.099

隔热屏内外侧入口为压力入口边界条件,大气外流边界为压力远场边界条件,出口为压力出口边界条件.在计算工况下,已知的边界条件如表 3 所示.表中 p_s 为静压, T_t 为总温, T_s 为静温, T_{t1} 为流场数值模拟中设定的出口回流总温,表中均为无量纲.

隔热屏固壁的导热系数如下:

$$\lambda = 0.014345T + 7.262385$$

表 3 边界条件
Table 3 Boundary conditions

位置	边界类型	边界条件
隔热屏内侧入口	压力入口	$p_t=1, p_s=0.94, T_t=1$
隔热屏外侧入口	压力入口	$p_t=1.05, p_s=0.99,$ $T_t=0.47$
外流入口	压力远场	$p_t=0.01, T_s=0.11$
出口	压力出口	$p_t=0.01, T_{t1}=0.49$

考虑气/热耦合作用,辐射换热计算采用离散坐标(DO)模型。燃气采用了灰体加权和模型WSGGM(weighted sum of grey gases model)。由于隔热屏内壁面与燃气直接接触,隔热屏内壁面较黑,而隔热屏外壁与较为干净的冷气接触,因此隔热屏内壁发射率比隔热屏外壁发射率高。筒体材料为发射率较低的材料,筒体被隔热屏覆盖部分与冷却气接触,发射率较低,而筒体其余部分与燃气接触,筒体壁面较黑,发射率较高。根据工程经验,对各壁面如下设置:隔热屏内壁发射率为0.9,隔热屏外壁发射率为0.7,筒体中被隔热屏覆盖的部分发射率为0.1,筒体其余部分发射率为0.9,隔热屏内侧燃气进口、隔热屏外侧冷气进口、外流进口、计算域边界吸收率为1。

根据Monta^[16]对上述NASA Langley实验室马赫数为6单边膨胀喷管内毕托管总压的测量数据,与不同湍流模型、离散格式下的计算结果对比可知:shear stress transport $k-\omega$ (SST $k-\omega$)湍流模型,离散格式中对流项为2阶迎风格式,其余为1阶迎风格式所得结果与测量数据最为接近。故本文采用SST $k-\omega$ 模型,对流项为2阶迎风格式,其余为1阶迎风格式,梯度计算采用精度较高的以控制单元为基准的Green-Guass理论,收敛精度为 10^{-4} 。

2 结果与分析

2.1 流场分析

TBCC 发动机燃烧室/喷管对称面上的马赫数分布如图 12 所示。由于外流为超声速流,遇到扩张通道折转时产生一系列的膨胀波,气流持续加速,压力不断降低,明显低于周围压力,从而在膨胀波束尾端产生一道斜激波,从图 12 可以看出外流经过斜激波后马赫数降低。喷管内流流经扩张段时,气流持续加速,但由于扩张段的不对称性,气流膨胀不均。气流加速,压力不断降低,明显

低于周围压力,从而在膨胀波束尾端产生一道斜激波,因此在喷管内流中出现两道羽化激波。

TBCC 发动机燃烧室/喷管对称面上的 X 方向速度分布如图 13 所示。由图可见,大气外流速度在 1195 m/s 左右,喷管中气流由较低速度进入,后经拉瓦尔喷管的扩张段增速至 1800 m/s 左右,远高于外部气流流速,推动发动机前进。

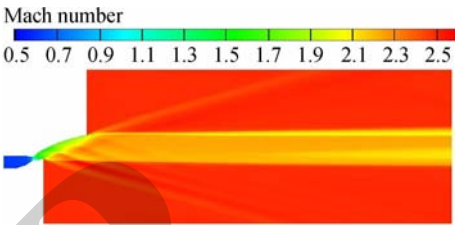


图 12 马赫数分布
Fig. 12 Mach number distribution

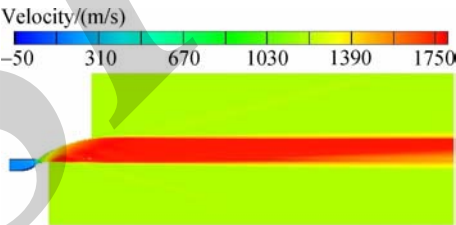


图 13 X 方向速度分布
Fig. 13 Velocity distribution in X direction

2.2 壁面静温分布规律

对于带隔热屏的燃烧室/喷管,隔热屏外侧温度较低的冷却气能够在隔热屏外壁与筒体内壁面之间流动,阻止隔热屏内侧高温燃气直接冲刷到筒体壁面。因此,隔热屏起到了隔热作用,筒体壁温不会过高。然而,在未布置隔热屏的部分筒体内壁面局部静温升高。为了得到较为清晰的燃烧室/喷管筒体温度变化规律,取燃烧室/喷管筒体与对称面的上下两条交线,其中上交线为 nozzle-up-radiation,下交线为 nozzle-down-radiation。以位置坐标 X 方向为 X 轴,以两条交线上的壁温值为 Y 轴,得到对称面上燃烧室至喷管筒体壁温分布规律,如图 14 所示。由图可见,上下交线的筒体壁温在 $X=0.5\sim 2.6\text{ m}$ 范围内变化较小,筒体壁温维持在 $915\sim 965\text{ K}$ 范围内,说明隔热屏起到了良好的隔热作用;上下交线的筒体壁温在 $X=2.6\sim 3.1\text{ m}$ 范围内急剧增加,这是因为收缩段隔热屏气膜冷却效果变差,加之壁面遮挡了燃烧室内的辐射热流向喷管扩张段的辐射散热并受到燃气的

辐射热流,从而导致壁温急剧升高;上下交线的筒体壁温在 $X=3.1\sim 3.5\text{ m}$ 范围内急剧下降,这是由于燃烧室内部对喷管扩张段的辐射热流被喷管收缩段遮挡,同时喷管扩张段对外界大气辐射换热的作用,使得自身的散热更容易.之后,上交线筒体壁温沿流向逐渐减小;下交线筒体壁温先升高后降低.筒体壁温最高点出现在喷管下调节板收缩段,最高温度为 1577 K .

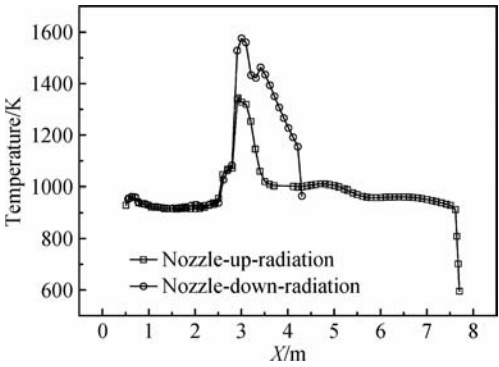


图 14 对称面上燃烧室至喷管筒体壁温分布
Fig. 14 Wall temperature distribution of symmetry from combustion to nozzle of the cylinder

为了清晰表达隔热屏温度变化规律,取隔热屏内、外壁与对称面的上下两条交线,其中上交线为 up-radiation,下交线为 down-radiation.以位置坐标 X 为 X 轴,以两条交线上的壁温值为 Y 轴,得到对称面上隔热屏内、外壁温分布,如图 15、图 16 所示.由图 15 可知,上下两条交线的隔热屏内壁温均随着流向先减小,后呈现震荡,最后沿流向增加,但下交线在燃烧室之后内壁温变化较上交线内壁温变化剧烈.在隔热屏开始段,由于冷却气温度较低,冷却效果好,内壁温逐渐降低.在隔热屏有气膜冷却的隙缝处,隔热屏内壁温呈现振荡

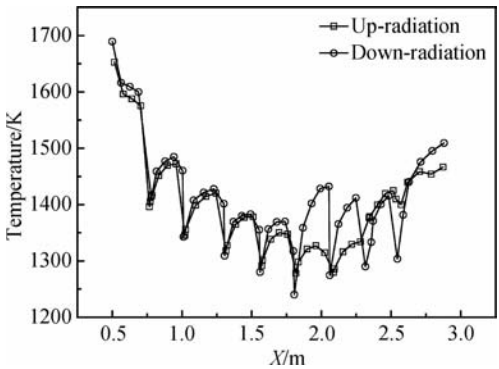


图 15 对称面上隔热屏内壁温分布
Fig. 15 Temperature distribution of inner wall of heat shield of symmetry

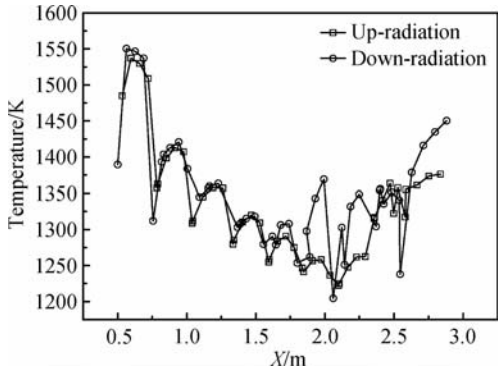


图 16 对称面上隔热屏外壁温分布
Fig. 16 Wall temperature distribution of outer wall of heat shield of symmetry

分布规律,原因在于气膜缝隙附近,气膜冷却效果好,隔热屏内壁温低,距离气膜缝隙较远的位置.气膜冷却效果较差,隔热屏内壁温高.因为上游来流形成的气膜冷却效果逐渐变差,加之壁面遮挡了燃烧室内的辐射热流向喷管扩张段的辐射散热,所以导致隔热屏内壁温又逐渐升高.

由图 16 可知,上下两条交线的隔热屏外壁温与隔热屏内壁温变化规律相同,仅数值上有一些差异,差异是由于固壁导热造成的.在研究燃烧室/喷管这种多层壁结构传热时,需要考虑气/热耦合作用.

2.3 辐射换热的影响

图 17 给出了隔热屏内、外壁面表面吸收辐射热流等值线云图,通过对比,可以定性地观察到表面吸收辐射热流沿程变化规律.由图可知:①在燃烧室初始段及喷管收缩段隔热屏内壁面吸收的辐射热流最高.这是由于在燃烧室初始段燃气温度最高,吸收的燃气辐射热也最多,并且燃烧室壁温较高,吸收的其余壁面辐射散热也较多,此处吸收的辐射热流最多;喷管收缩段隔热屏内壁面吸收的辐射热流较多是由于燃烧室内部对喷管扩张段的辐射热流被喷管收缩段隔热屏内壁面遮挡,喷管收缩段隔热屏内壁面热流升高.②隔热屏内壁吸收的辐射热流较外壁面的多.这是因为隔热屏内壁面温度环境较高,吸收率较高,隔热屏内壁面吸收的辐射热流较多;隔热屏外壁面由于冷却气的影响,隔热屏外壁面与筒体内壁面温度较低,从而辐射换热量较小,吸收的辐射热流较小.③喷管圆转方段和收缩段处的隔热屏内壁面拐角处吸收的辐射热流较低.这是因为此处内壁面的辐射热流被其余壁面遮挡,辐射角系数较小,从而此处吸收的辐射热流较小.

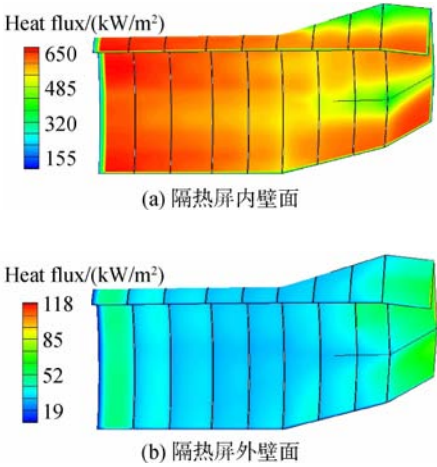


图 17 隔热屏内、外壁面表面吸收辐射热流等值线云图
Fig. 17 Contour of absorbed radiation heat flux of inner wall and outer wall of the heat shield

为了得到清晰隔热屏内、外表面辐射换热热流、对流换热热流的分布规律对比,定量地研究辐射换热热流、对流换热热流沿程变化对比,取隔热屏内、外壁面与对称面的上下两条交线,隔热屏内、外壁与对称面的上交线分别为 in-up, out-up, 隔热屏内、外壁与对称面的下交线分别为 in-down, out-down. 以位置坐标 X 方向为 X 轴,以交线上的热流值为 Y 轴,得到对称面上燃烧室至喷管段隔热屏内、外壁辐射换热热流与对流换热热流对比,如图 18 所示.

由图 18 可知:①隔热屏内壁面辐射换热热流在 $370\sim 500\text{ kW/m}^2$ 分布,隔热屏外壁面辐射换热热流在 $50\sim 200\text{ kW/m}^2$ 范围内分布. 隔热屏内壁面上上交线处的辐射换热热流较外壁面的辐射热流高,约高 300 kW/m^2 . 这是由于隔热屏内壁面

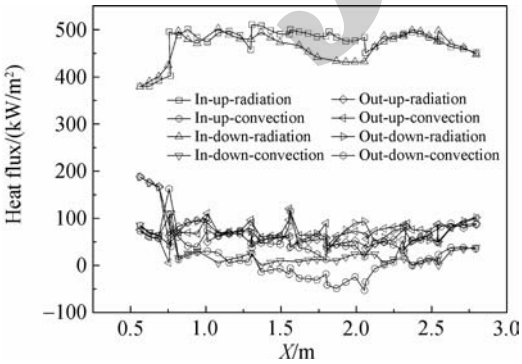


图 18 对称面上隔热屏内、外壁辐射换热热流与对流换热热流分布对比
Fig. 18 Comparison of the surface heat flux between the radiation and the convection heat transfer of inner wall and outer wall of heat shield of symmetry

壁温与流体的温度远远高于隔热屏外壁的壁温及流体温度,使得隔热屏内壁的辐射换热热流远大于外壁面的辐射换热热流. ②隔热屏内壁面对流换热热流在 $20\sim 130\text{ kW/m}^2$ 分布,隔热屏外壁面对流换热热流在 $-50\sim 100\text{ kW/m}^2$ 范围内分布. 隔热屏内壁的对流换热热流在 $X=0.5\sim 0.75\text{ m}$ 时,对流换热热流逐渐减少,这是由于壁面温度逐渐增加,与流体的温度差逐渐减小导致传入壁面的对流换热热流逐渐减小. 随后在隔热屏缝隙处对流换热热流急剧减少,这是由于冷却空气通过隔热屏缝隙,形成气膜,气膜冷却导致传入壁面的对流换热热流急剧降低. 在 $X=1.3\sim 2.05\text{ m}$ 时,对流换热热流为负值,热流由壁面传入流体,并对流换热热流沿程逐渐增加. 这是由于气膜冷却的影响,使得冷却空气逐渐冷却壁面,并且冷却空气总流量沿流向逐渐增加,对流换热热流沿流向逐渐增加. 在 $X=2.05\sim 2.1\text{ m}$ 时,对流换热热流逐渐降低,这是由于冷却空气逐渐被内部燃气加热,冷却效果逐渐变差,使得对流换热热流逐渐降低. 在 $X=2.1\sim 2.79\text{ m}$ 时,对流换热热流变为正值,并沿程逐渐增加. 这是由于气膜冷却效果变差,使得对流换热热流逐渐由流体向壁面传递,并沿流向逐渐增加. ③隔热屏内壁辐射换热热流远大于对流换热热流,隔热屏外壁辐射换热热流略小于对流换热热流.

图 19 给出了考虑与不考虑辐射换热隔热屏内、外壁面总热流量等值线云图的对比,通过对比,可以定性地观察到辐射换热对壁面总热流量的影响. 由图可知:①喷管圆转方段和收缩段处的隔热屏内壁面拐角处总热流量较低. 此处内壁面的辐射热流被其余壁面遮挡,辐射角系数较小,从而此处吸收的辐射热流较小,加之对流换热量较小,因此壁面总热流量较小. ②考虑辐射换热时隔热屏内壁面总热流量比不考虑辐射换热时的要高,辐射换热对内壁面的总热流量分布影响很大. 这是由于隔热屏内壁温很高,辐射换热热流较大. 考虑辐射换热时隔热屏外壁面总热流量比不考虑辐射换热时的要高,辐射换热对外壁面总热流量分布影响很大.

为了得到清晰的隔热屏内、外壁面总热流量分布的变化规律,定量地研究辐射换热的影响,取隔热屏内、外壁面与对称面的上下两条交线,考虑辐射换热时,隔热屏内、外壁与对称面的上交线分别为 in-up-radiation, out-up-radiation, 隔热屏内、外壁与对称面的下交线分别为 in-down-radia-

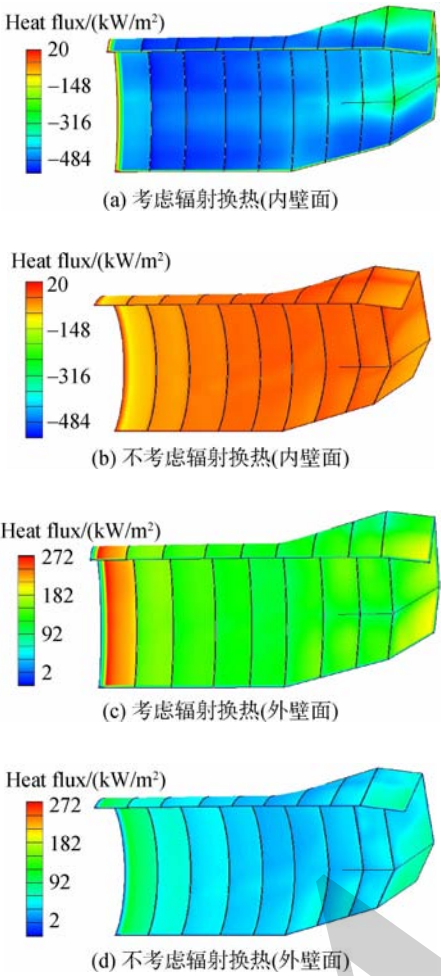


图 19 考虑与不考虑辐射换热隔热屏内、外壁面总热流量等值线云图

Fig. 19 Contour of the total heat flux between the models with and without radiation heat transfer of inner wall and outer wall of heat shield

tion, out-down-radiation. 不考虑辐射换热时, 隔热屏内、外壁与对称面的上交线分别为 in-up-no radiation, out-up-no radiation, 隔热屏内、外壁与对称面的下交线分别为 in-down-no radiation, out-down-no radiation. 以位置坐标 X 方向为 X 轴, 以交线上的壁面总热流量为 Y 轴, 得到对称面上隔热屏内、外壁面考虑与不考虑辐射换热总热流量分布, 如图 20 所示. 由图可知: ①在考虑辐射换热时, 隔热屏内壁面总热流量最高, 内壁面上下交线变化规律相同. 考虑辐射换热时, 内壁面总热流量在 $440 \sim 550 \text{ kW/m}^2$ 范围内变化, 内壁面总热流量沿流向先降低后升高. 这是由于气膜冷却的影响, 内壁面总热流量逐渐减小, 而到喷管收缩段的隔热屏内壁面由于气膜冷却效果变差, 加之收缩段吸收的辐射热量增加, 使得通过隔热屏内壁面的总热流量升高.

②考虑辐射换热时的隔热屏外壁面的总热流量上下交线变化规律相同, 在 $100 \sim 250 \text{ kW/m}^2$ 范围内变化, 壁面热流量沿流向先降低后升高. 这是由于隔热屏外壁面随着冷却气的冷却, 壁面温度逐渐下降, 使得外壁面对外的辐射换热热流减小, 从而壁面总热流量逐渐减小. 由于喷管收缩段的隔热屏外壁温升高, 从而使外壁面对外的辐射换热热流增加, 壁面总热流量逐渐增加. ③考虑辐射换热时的隔热屏内、外壁面总热流量较不考虑辐射换热时的隔热屏内、外壁面总热流量高, 考虑辐射换热时的隔热屏内壁面总热流量比不考虑辐射换热时的多 400% , 考虑辐射换热时的隔热屏外壁面总热流量比不考虑辐射换热时的多 50% . 这是因为隔热屏内、外壁面温度很高, 辐射换热热流很大, 使得隔热屏内、外壁面的总热流量迅速增加. 考虑辐射换热时的隔热屏内、外壁面总热流量与不考虑辐射换热时的分布规律都是先减小后升高.

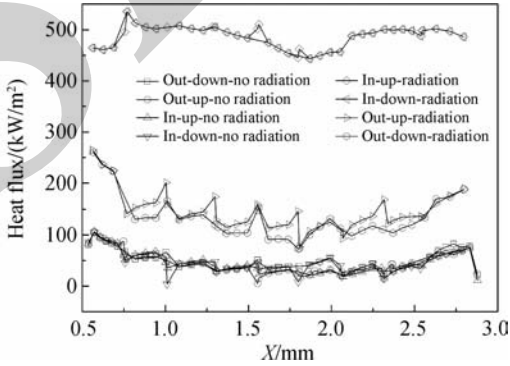


图 20 考虑与不考虑辐射换热隔热屏内、外壁面总热流量分布对比

Fig. 20 Comparison of the total heat flux between the models with and without radiation heat transfer of inner wall and outer wall of heat shield

图 21 给出了考虑与不考虑辐射换热燃烧室/喷管筒体壁温等值线云图, 通过对比, 可以定性地观察到辐射换热对壁温的影响. 由图可知: ①不考虑辐射换热筒体壁温最高区域出现在扩张段, 而考虑辐射换热筒体高温区出现在喉部附近. 这种现象是由于前者换热方式为对流换热, 隔热屏在收缩段的 $1/2$ 处消失, 冷却气体的冷却作用逐渐消失, 高温区出现在扩张段; 考虑辐射换热, 换热方式为对流换热与辐射换热共同作用, 由于高温区在燃烧室内, 喉部遮挡了燃烧室内的辐射热流向喷管扩张段的辐射换热, 因此喉部温度很高. ②考虑辐射换热时燃烧室/喷管筒体壁温较不考

考虑辐射换热高,这是由于考虑辐射换热后,内部燃气多了一条通过辐射换热方式向筒体传热的途径.③喷管后部与外界空气接触部分的喷管上膨胀边内壁温较不考虑辐射换热低.这是由于燃烧室内部对喷管扩张段的辐射热流被喷管收缩段遮挡,同时喷管扩张段对外界大气辐射换热的作用,使得自身的散热更容易,从而考虑辐射换热比不考虑辐射换热要低.

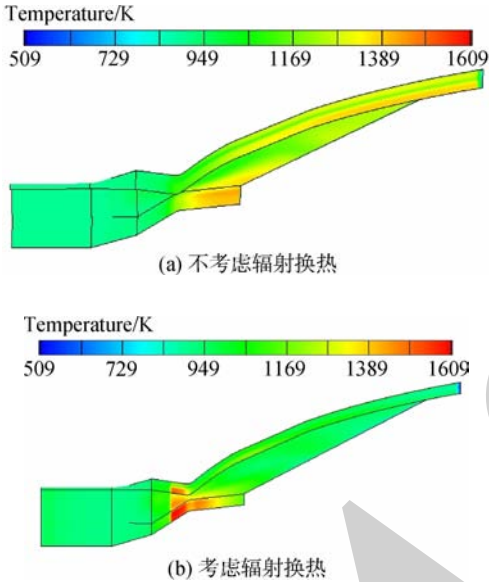


图 21 考虑与不考虑辐射换热前后筒体壁温云图
Fig. 21 Contour of the wall temperature of the cylinder between the models with and without radiation heat transfer

为了得到清晰的燃烧室/喷管筒体壁温的变化规律,定量地研究考虑与不考虑辐射换热的影响,取筒体壁面与对称面的上下两条交线,上交线为 nozzle-up-radiation,下交线为 nozzle-down-radiation.对称面上燃烧室至喷管考虑与不考虑辐射换热筒体壁温分布,如图 22 所示.由图可知,考虑辐射换热时燃烧室筒体壁温、喷管喉部前筒体壁温明显高于不考虑辐射换热的壁温,喷管喉部以后与外界空气接触部分的喷管上膨胀边内壁温明显低于不考虑辐射换热的壁温.前者是由于考虑辐射换热后,内部燃气多了一条通过辐射换热方式向筒体传热的途径;后者是由于燃烧室内部对喷管扩张段的辐射热流被喷管收缩段遮挡,同时喷管扩张段对外界大气辐射换热的作用,使得自身的散热更容易.

不考虑辐射换热时,上下交线在 $X=0.5\sim 3\text{m}$ 时筒体壁温温升很小,随后在收缩段筒体壁温

沿流向逐渐增加,最后趋于稳定.这是因为收缩段隔热屏气膜冷却效果变差,以及气/热耦合计算,考虑了隔热屏的导热,造成了喷管收缩段 $1/2$ 前附近筒体壁温沿流向缓慢增加.在喷管收缩段 $1/2$ 处之后,由于没有隔热屏的隔热作用,筒体壁温升高较快,下调节板末端筒体壁温最高,为 1345K .

考虑辐射换热时,上下交线的筒体壁温在 $X=0.5\sim 2.6\text{m}$ 范围内变化较小,在 $X=2.6\sim 3.1\text{m}$ 范围内急剧增加,在 $X=3.1\sim 3.5\text{m}$ 范围内急剧下降.之后,上交线筒体壁温沿流向逐渐减小;下交线筒体壁温先升高后降低.筒体壁温最高点出现在喷管下调节板收缩段,最高温度为 1577K .在相同位置处,不考虑辐射换热时的温度为 966K ,考虑辐射换热时的筒体壁温比不考虑辐射换热的升高了 63% .上交线的最高温度出现在喷管收缩段,最高温度为 1344K .在相同位置处,不考虑辐射换热时的温度为 941K ,考虑辐射换热时的筒体壁温比不考虑辐射换热的升高了 43% .与不考虑辐射换热相比,在 $X=2.6\sim 3.1\text{m}$ 收缩段筒体温度急剧升高,是由于辐射换热热流大.

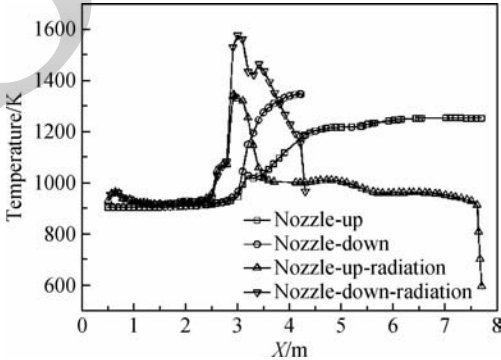


图 22 考虑与不考虑辐射换热筒体壁温对比
Fig. 22 Comparison of the wall temperature of the cylinder between the models with and without radiation heat transfer

3 结 论

本文基于 N-S 方程组对包括隔热屏、隔热屏内外流、大气外流在内的 TBCC 发动机燃烧室/喷管进行了一体化的气/热耦合数值模拟研究,可以得到以下 5 点结论:

1) 燃烧室/喷管筒体与对称面的上下交线的壁温在 $X=0.5\sim 2.6\text{m}$ 范围内变化较小,在 $915\sim 965\text{K}$ 范围内变化,在 $X=2.6\sim 3.1\text{m}$ 范围内急剧增加,在 $X=3.1\sim 3.5\text{m}$ 范围内急剧下降,之后,上交线筒体壁温沿流向逐渐减小,下交

线筒体壁温先升高后降低。筒体壁温最高点出现在喷管下调节板收缩段,最高温度为 1577 K。

2) 隔热屏内、外壁温均随着流向先减小,后呈现震荡,最后沿流向增加,但下交线在燃烧室之后内壁温变化较上交线内壁温变化剧烈。

3) 隔热屏内壁辐射换热热流远大于对流换热热流,隔热屏外壁辐射换热热流略大于对流换热热流。

隔热屏内壁面辐射换热热流在 $370 \sim 500 \text{ kW/m}^2$ 分布,隔热屏外壁面辐射换热热流在 $50 \sim 200 \text{ kW/m}^2$ 范围内分布。隔热屏内壁面对流换热热流在 $20 \sim 130 \text{ kW/m}^2$ 分布,隔热屏外壁面对流换热热流在 $-50 \sim 100 \text{ kW/m}^2$ 范围内分布。在 $X=0.5 \sim 0.75 \text{ m}$ 时,对流换热热流逐渐减少;在 $X=1.3 \sim 2.05 \text{ m}$ 时,对流换热热流为负值,热流由壁面传入流体,并沿程逐渐增加;在 $X=2.05 \sim 2.1 \text{ m}$ 时,对流换热热流逐渐降低;在 $X=2.1 \sim 2.79 \text{ m}$ 时,对流换热热流变为正值,并沿程逐渐增加。

4) 考虑辐射换热结果相比,辐射换热显著改变了隔热屏内外壁面总热流量分布。

考虑辐射换热时的隔热屏内、外壁面总热流量较不考虑辐射换热时的隔热屏内、外壁面总热流量高,考虑辐射换热的隔热屏内壁面总热流量分布比不考虑辐射换热多 400%,考虑辐射换热的隔热屏外壁面总热流量比不考虑辐射换热多 50%。考虑辐射换热时的隔热屏内外壁总热流量与不考虑辐射换热的分布规律都是先减小后升高。

5) 考虑辐射换热结果相比,辐射换热显著改变了 TBCC 燃烧室/喷管筒体壁温的分布规律。

考虑辐射换热时燃烧室筒体、喷管喉部以前筒体壁温均比不考虑辐射换热高。考虑辐射换热时喷管喉部以后与外界空气接触部分的喷管上膨胀边内壁温较不考虑辐射换热低。不考虑辐射时,喷管扩张段的筒体壁温最高,为 1345 K。考虑辐射换热筒体高温区出现在喉部附近,为 1577 K,在相同位置处,不考虑辐射换热时的温度为 966 K,考虑辐射换热时的筒体壁温比不考虑辐射换热升高了 63%。

参考文献:

- [1] Marshall A W, Gupta A K, Lewis M J. Critical issues in TBCC modeling[R]. AIAA-2004-3827, 2004.
- [2] 陈大光. 高超声速飞行与 TBCC 方案简介[J]. 航空发动

机, 2006, 32(3): 10-13.

CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 10-13. (in Chinese)

- [3] 陈宏, 何国强. RBCC 和 TBCC 组合发动机在 RLV 上的应用[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 40-42.
- CHEN Hong, HE Guoqiang. Application of RBCC and TBCC engines to RLVs[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 40-42. (in Chinese)
- [4] Jinho L, Ralph W, Buehrle R J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development[R]. NASA-TM-213803, 2005.
- [5] Shaw R J, Peddie C L. Overview of the turbine based combined cycle (TBCC) program [R]. NASA-CP-212458, 2003.
- [6] Hendrick P, Saint M M. ACES Saenger-type T. S. T. O. family with common first stage[R]. AIAA 98-3229, 1998.
- [7] Bradford J E, Charania A, Wallace J, et al. Quicksat: a two-stage to orbit reusable launch vehicle utilizing air-breathing propulsion for responsive space access [R]. AIAA-2004-5950, 2004.
- [8] Dusa D J. Exhaust nozzle system design considerations for turboramjet propulsion systems[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE 7077, 1989.
- [9] Lam D W. Use of the PARC code to estimate the off-design transonic performance of an over/under turboramjet nozzle[R]. AIAA 95-2616, 1995.
- [10] MO Jianwei, XU Jinglei, ZHANG Liuhuan, et al. The experimental and numerical study of the over-under TBCC exhaust system[R]. AIAA-2011-2234, 2011.
- [11] MO Jianwei, XU Jinglei, LI Chao, et al. The design and numerical study of the over-under TBCC exhaust system [R]. AIAA-2009-5330, 2009.
- [12] 顾瑞, 徐惊雷, 赵强, 等. 不同几何调节位置上的单边膨胀喷管流固耦合计算[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 300-306.
- GU Rui, XU Jinglei, ZHAO Qiang, et al. Primary analysis of fluid-structure interaction of adjustable single expansion ramp nozzle with different cowl position [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 300-306. (in Chinese)
- [13] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射换热特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1920-1926.
- YANG Chengyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1920-1926. (in Chinese)
- [14] 张少丽, 单勇, 张勇, 等. 膨胀边开槽对单边膨胀喷管性能影响的数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 437-442.
- ZHANG Shaoli, SHAN Yong, ZHANG Yong, et al. Numerical studies on the performances of the single expansion ramp nozzle with slots on the ramp [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 437-442. (in Chinese)

[15] 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换热特征数值计算[J]. 航空发动机, 2014,40(2):1-5.
SHAN Yong,CHEN Zhu,SHANG Shoutang,et al. Aero-dynamic and infrared radiation characteristics numerical simulation on single expansion ramp nozzle within aircraft [J]. Aeroengine,2014,40(2):1-5. (in Chinese)

[16] Monta W J. Pitot survey of exhaust flow field of a 2-D scramjet nozzle at Mach 6 with air or freon and argon used for exhaust simulation[R]. NASA-TM-4361,1992.

[17] Oktay B. Flow analysis and design optimization methods for nozzle afterbody of a hypersonic[R]. NASA-CR-4411, 1992.

[18] 刘友宏,刘宇. 隔热屏位置对矢量喷管红外特征的影响[J]. 航空动力学报,2009,24(7):1438-1442.
LIU Youhong,LIU Yu. Heat shield position on infrared characteristics of a vectored nozzle[J]. Journal of Aero-space Power,2009,24(7):1438-1442. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)