

文章编号:1000-8055(2017)12-2910-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.12.013

径向冷却通道截面特征长度对 气冷稳定器性能影响

刘友宏, 罗一夫

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过研究径向冷却通道截面特征长度的改变对气冷稳定器的冷态流场、冷却性能及流动损失的影响,为其进一步的优化设计提供参考依据。采用经过实验验证的 CFD 方法,对某气冷稳定器进行了数值模拟研究,在所研究的特征长度范围内,结果表明:特征长度的增加,减少了径向冷却通道下部的进气阻力,使得风兜引气率增加了 6.67%;下部出气孔出流由于受到回流涡的影响,出流量明显低于上部出气孔,特征长度的改变对出流量分布的影响不大;特征长度的增加会加强径向稳定器近环形稳定器处的外壁面冷却效果,但是会减弱径向稳定器近中心锥处的外壁面冷却效果;特征长度的增加,使得出口总压恢复系数下降了 0.086%,沿程总压恢复系数曲线向下移动。

关 键 词: 截面特征长度; 气冷稳定器; 径向冷却通道; 冷态流场; 冷却性能; 流动损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of radial cooling channel sectional characteristic length on air cooled flameholder

LIU Youhong, LUO Yifu

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: To study the impact of radial cooling channel section characteristic length change on air cooled flameholder cooled flow field, the cooling performance and flow loss, and also provide reference for further optimization design, a numerical simulation was performed by using an experimentally validated CFD method. Within the range of the characteristic length, the results indicated that, increasing the characteristic length reduced the lower portion intake resistance of radial cooling channel, so the air pocket entraining rate caused an increase of 6.67%. Due to the impact of vortex, the mass flow of the vent holes at the lower portion was significantly lower than that at the upper portion. Changing characteristic length had little effect on the mass flow distribution. Increasing the characteristic length enhanced the outer wall cooling effect of radial flameholder adjacent to the ring flameholder, but weakened the outer wall cooling effect of radial flameholder close to the inner cone. Due to the increase of the characteristic length, outlet total pressure recovery coefficient decreased by 0.086% and total pressure recovery coefficient distribution curve along the afterburner moved downward.

收稿日期: 2016-05-01

作者简介: 刘友宏(1963—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事加力燃烧室气动热力学研究。

引用格式: 刘友宏,罗一夫. 径向冷却通道截面特征长度对气冷稳定器性能影响[J]. 航空动力学报,2017,32(12):2910-2918. LIU Youhong,LUO Yifu. Effect of radial cooling channel sectional characteristic length on air cooled flameholder[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(12):2910-2918.

Key words: sectional characteristic length; air cooled flameholder; radial cooling channel; cooled flow field; cooling performance; flow loss

火焰稳定器作为加力燃烧室内的一个关键组成部件,其钝体后产生的回流区对稳定火焰、组织燃烧起到了重要的作用。然而,随着航空发动机推重比要求的不断提高,加力燃烧室入口温度随之升高,火焰稳定器将可能因此发生结构变形,严重时将导致材料超过耐温极限而发生烧蚀失效^[1]。因此,对加力燃烧室中的火焰稳定器加入气冷结构对其进行冷却变得十分必要^[2-3]。

Richard 等^[4]针对火焰稳定器的冷却问题,提出了一种双层壁冷却结构的火焰稳定器,这种火焰稳定器考虑了内外层壁面由于温度不同而产生的热应力影响,利用法兰管连接内外层壁,从而减小了热应力的影响。Mario 等^[5]提出了引外涵风扇冷气对环形稳定器进行冷却的方法:在环形稳定器中布置中空的叶形结构,外涵冷气引入叶形结构内部后,从表面开孔处流出形成气膜。这种结构可以降低稳定器以及稳定器下游流场温度,减小发生回火的可能性。而后,针对原先气冷结构的冷却效率不足和结构复杂等问题, Ivan 和 Jeffrey 等^[6-7]分别对点火火焰稳定器和非点火火焰稳定器进行了气冷结构设计:将喷油杆安装在 V 形稳定器前端腔体中,对喷油杆与稳定器进行一体化设计,并利用隔热屏对两者进行热防护。通过该种一体化设计,不仅可以引外涵冷气对喷油杆和稳定器进行同时冷却,而且还有利于燃油的雾化、增加燃烧效率。此后, Frank 等^[8]提出了一种结构类似的气冷稳定器,不同之处在于径向稳定器后隔热屏上开有大量的冷却孔,从冷却孔中流出的外涵气体在加力燃烧室中空间分布更加均匀,有利于复燃加力。另外, Oliver 和 Jean-Yves 等^[9-10]分别提出了喷油杆与稳定器交错排列及将喷油杆安装在气冷稳定器上游这两种方案,但这两种方案又将分别导致额外的流动损失产生和燃油结焦等不利的影响。为此, Frédéric 等^[11]提出安装喷油杆于稳定器后部这一优化方案,该方案可利用空气导管表面孔口的冷气出流同时对稳定器与喷油杆进行冷却,由此在减小了额外流动损失和结焦、气蚀等风险的同时,更提升了非加力状态下喷油杆的耐热性。

目前,虽然国外针对气冷火焰稳定器已作了大量的相关研究并取得了一定的成果,但国内在此方面的研究还处于起步阶段。在目前已有的公

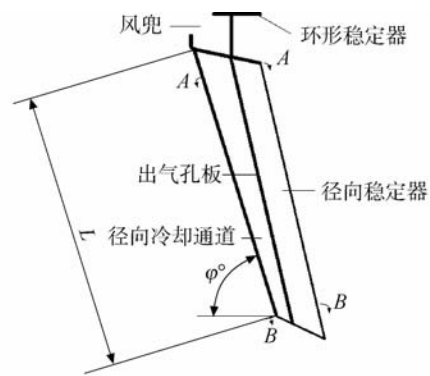
开文献中,仅刘涛等^[12-13]针对一种具有径向冷却通道的单层壁气冷稳定器开展了初步研究,并利用数值仿真及实验手段获得了其基础流场特性,但并未对其进行深入地探索。因而在此基础上,本文将结合该种气冷稳定器的流场结构,从其径向冷却通道的结构参数出发,着重研究其径向冷却通道截面特征长度对其换热及流阻特性的影响规律,旨在为其进一步的优化设计与工程应用提供参考依据。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

如图 1 所示为本文研究的气冷稳定器模型,其由径向稳定器和环形稳定器这两部分组成。环形稳定器迎风侧开有梯形风兜(如图 1(a)),外涵冷却气体通过风兜流入径向冷却通道,从而实现径向稳定器的冷却。径向冷却通道为一截面积渐缩的直筒状结构,在其迎风侧脊线长度 L 及倾角 φ 一定的条件下,其形状由 A-A 和 B-B 这两个截面参数完全确定。为了探究径向冷却通道截面特征长度 L_{jx} 对气冷稳定器性能的影响规律,在本文中保持截面 A-A 的结构参数不变,保持出气孔板与侧壁尾缘面的平行关系,依次改变截面 B-B 的特征长度 L_{jx} 为 $0.0536L$ 、 $0.0614L$ 、 $0.0693L$ 、 $0.0772L$ 、 $0.0851L$,其中特征长度 L_{jx} 定义为圆弧顶点到出气孔板的距离(如图 1(b))。在径向稳定器背风面的出气孔板上,以 $0.0650L$ 的距离均匀分布有 14 对圆形出气孔,将出气孔对从上到下进行编号,稳定器最上部的出气孔对编为 1 号(如图 1(c))。

另外,为了评价气冷稳定器的性能,本文定义



(a) 径向稳定器对称面剖视图

表 1 边界条件参数

Table 1 Boundary conditions parameters

参数	数值及详情	
	外涵入口	内涵入口
质量流量/(kg/s)	$\dot{m}_{wh}$	$\dot{m}_{nh}$
总温/K	T_{wh}^*	T_{nh}^*
总压/Pa	p_{wh}^*	p_{nh}^*
O ₂ 质量分数	0.23	0.14
CO ₂ 质量分数	0	0.07
H ₂ O 质量分数	0	0.03
N ₂ 质量分数	0.76	0.74

如图 3 为网格划分示意图,由于计算域结构比较复杂,采用混合网格对其进行离散。在包含有气冷稳定器结构的加力燃烧室上游,采用非结构化网格划分。加力燃烧室下游结构相对简单,采用结构化网格划分。固体域与流体域网格采用 general grid interface(GGI)网格连接方式。在机匣面、主次流分隔板、中心锥壁面及稳定器表面采用 5 层棱柱网格进行加密。计算域网格划分如图 3 所示,对比分析了网格数分别为 350 万、420 万、550 万、750 万、870 万、1 080 万的计算结果,发现当网格数大于 870 万时,网格数的增长对计算结

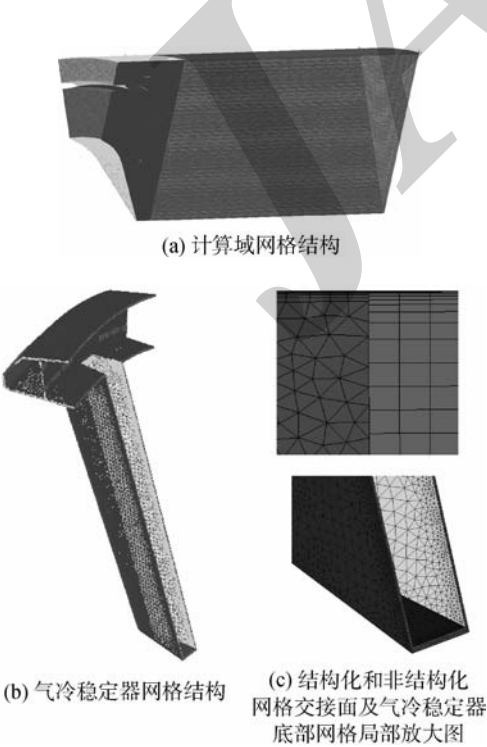


图 3 计算域网格划分示意图

Fig. 3 Mesh generation at calculation domain

果影响可以忽略。

计算域求解的控制方程为 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)方程,控制方程的对流项采用 high resolution 格式离散,扩散项采用中心差分格式离散,压力和速度的耦合采用 semi-implicit method for pressure-linked equations (SIMPLE)算法。本文采用 shear stress transport(SST) $k-\omega$ 湍流模型,壁面附近采用 Automatic 壁面函数,收敛精度取 10^{-6} ,利用商业软件 CFX 进行了数值模拟研究。

1.3 算例验证

为了进一步的验证本文计算方法的正确性,在保证涵道比及内外涵入口总压与真实工况相同的条件下,本文对相应的气冷稳定器缩比模型进行了实验研究,图 4 为气冷稳定器实验段的平面图以及对应的实物图。图 5、图 6 分别给出了外涵外壁的壁面沿程静压分布及径向稳定器迎风侧表面温度分布。从图中可以看出,沿程静压分布计算值与实验值最大误差为 0.12%,壁面温度分布计算值与实验值最大误差为 3.41%,这一误差在工程可接受范围内。因此,本文所采用的仿真方法可以作为开展后续工作的研究手段。

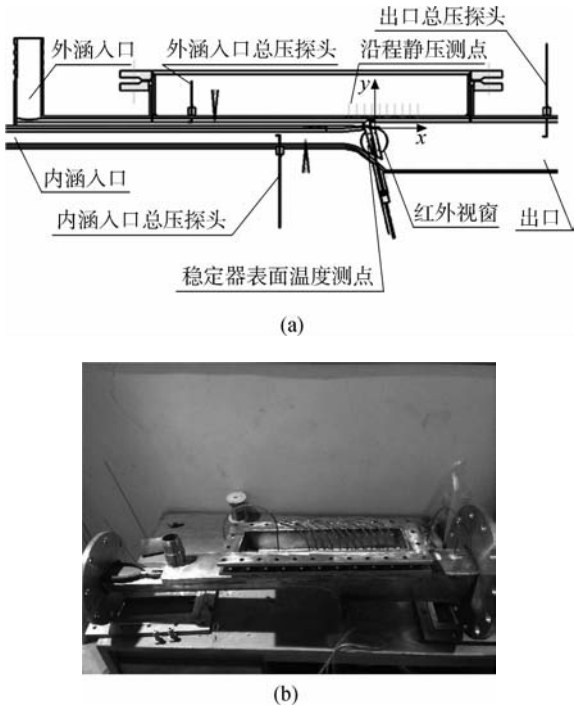


图 4 气冷稳定器实验段示意图

Fig. 4 Sketch of experimental section of air-cooled flameholder

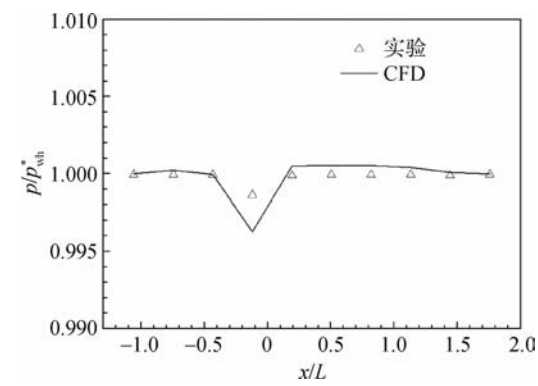


图 5 外涵外壁面沿程静压分布实验与 CFD 结果对比
Fig. 5 Comparison between experiment and CFD results on the bypass outer wall

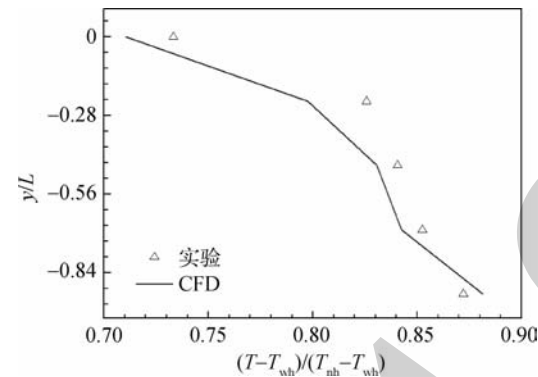


图 6 径向稳定器迎风侧温度分布实验与 CFD 结果对比
Fig. 6 Comparison between experiment and CFD results on the upwind side of radial flameholder

2 结果及分析

2.1 流动特性分析

首先,通过分析气冷稳定器引起的流场结构、引气率及出气孔出气量分布来探究其基本的工作特性。由于在不同径向冷却通道截面特征长度 L_{jx} 条件下由气冷稳定器引起的流场结构基本类似,因此在图 7 中仅给出 $L_{jx}=0.0536L$ 时过气冷稳定器出气孔 x - y 截面上的速度矢量分布。从图中可以看到,由内涵流出的高温高速气体绕流径向稳定器后,在稳定器后方形成了低速回流区。同时,由外涵流出的低速低温气体,一部分从环形稳定器风兜处流入径向稳定器以对其进行冷却,而另一部分则绕流过环形稳定器与低速回流区内的内涵气体发生掺混并进一步对其进行冷却。可以看出,两者的掺混使稳定器的下部出气孔附近形成了一个明显的回流涡。为了更清楚地表示稳定器下部回流涡附近的流场结构,图 8 显示了不同 L_{jx} 条件下径向稳定器下部区域 z 向无量纲涡

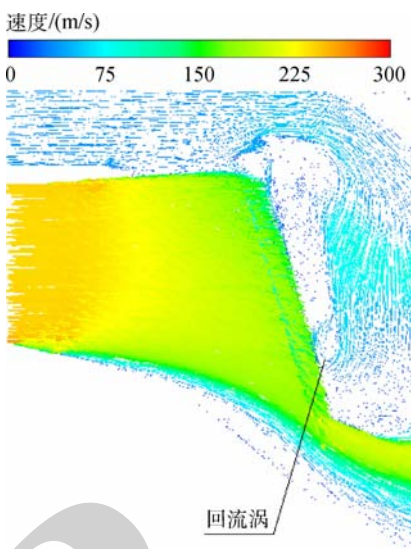


图 7 过径向稳定器出气孔 x - y 截面速度矢量分布
Fig. 7 Velocity vector distribution at x - y section plane across vent holes radial flameholder

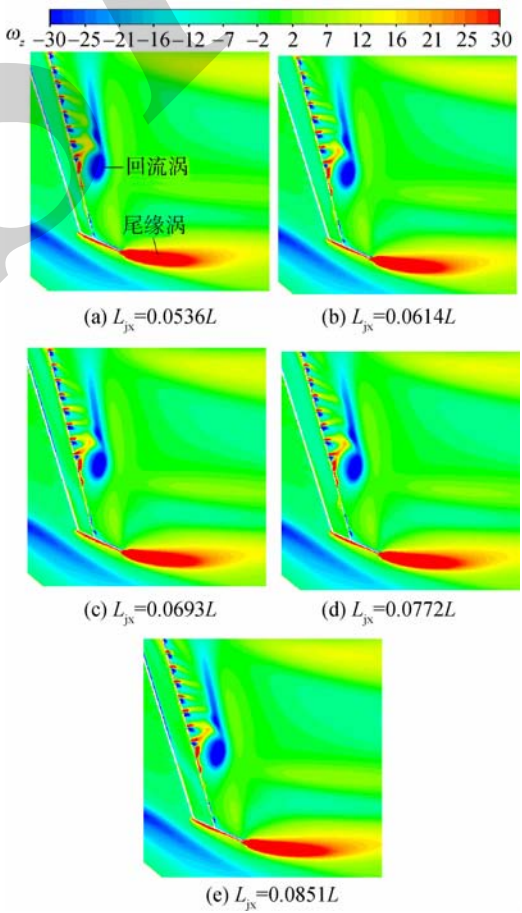


图 8 气冷稳定器下部局部放大图
Fig. 8 Local magnification at the underneath of air cooled flameholder

量 ω_z 的局部放大图。从图中可以看到,当地出气孔的出流在所述回流涡的作用下向稳定器上部旋

转,其表现出来的涡流方向与回流涡方向相反。随着特征长度的增加,回流涡的强度并未有明显变化。在径向稳定器底部挡板尾缘处,由于主流高速气体与稳定器后回流区内低速气体的摩擦,产生了强度很大的尾缘涡,在图 8 显示为长椭圆状红色区域。尾缘涡的存在使得内涵高速高温气体不断卷吸进入到回流区,可以推测,这有利于气流的掺混。

图 9 所示为风兜引气率 θ 随径向冷却通道截面特征长度 L_{jx} 的变化规律。从图中可以看出,风兜引气率随着 L_{jx} 的增加而不断增加,当特征长度增加 58.8% 时,风兜引气率 θ 增大了 6.67%。这是由于,气冷稳定器径向冷却通道为一个上宽下窄的渐缩形通道,随着特征长度的增加,径向冷却通道底部横截面积逐渐变大,因此外涵冷气流入冷却通道底部所需克服的阻力逐渐变小。在气冷稳定器的设计中,希望以相对较小的引气量达到较好的冷却效率,因此特征长度 L_{jx} 不应过大。

结合图 10 所示的不同 L_{jx} 时径向稳定器出气孔出气量的分布可知, L_{jx} 的增加对孔出气量的分布影响不大,不同模型出气孔出气量分布均遵循如下规律:第 1~10 对出气孔的出气量均在 0.0021 kg/s 左右波动,从第 11 对出气孔开始,出气量明显下降,而第 12 对出气孔出气量降至几乎为 0,从第 12 对出气孔往后,出气量又有小幅上升。结合图 11 出气孔外静压分布分析,在距环形稳定器较近的回流区内,该处的压力分布受到外涵绕流气体的扰动较弱,使得这一范围内的出气孔(第 1~10 对)的出气量较为稳定;而在距环形稳定器较远的回流区内,此时在外涵气体的影响下产生了一个强度较大的回流涡,使得第 11~14 对出气孔外静压升高,出气孔出气量明显降低。

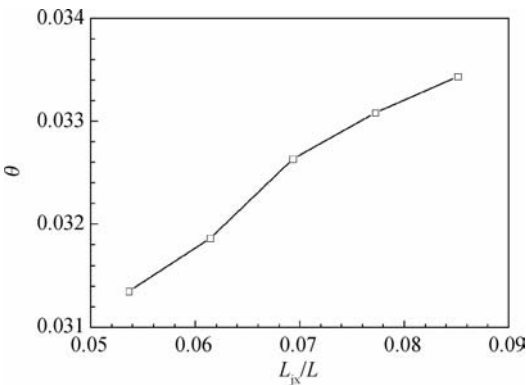


图 9 风兜引气率随特征长度 L_{jx} 的变化规律
Fig. 9 Variation law of air pocket entraining rate changing with L_{jx}

图 12 为 $L_{jx}=0.0536L$ 模型径向稳定器下部速度

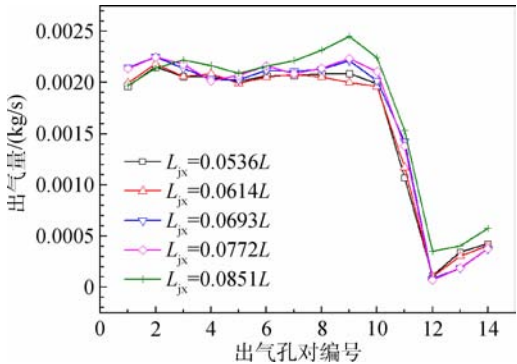


图 10 出气量分布随 L_{jx} 的变化规律
Fig. 10 Variation law of gas quantity distribution changing with L_{jx}

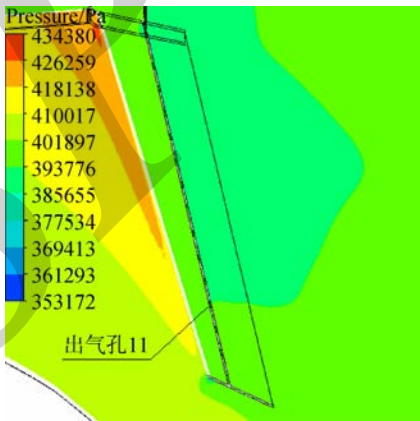


图 11 过径向稳定器出气孔 x - y 截面静压分布
($L_{jx}=0.0536L$)
Fig. 11 Static pressure distribution at x - y section plane across vent holds of radial flameholder
($L_{jx}=0.0536L$)

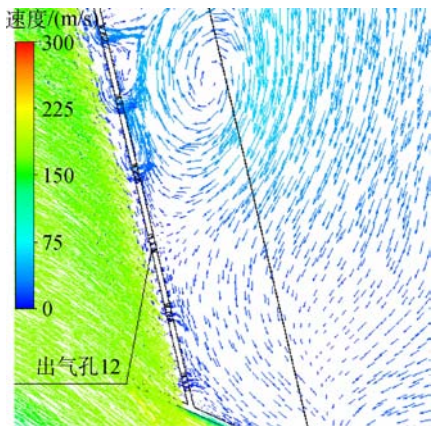


图 12 径向稳定器下部速度矢量分布局部放大图
($L_{jx}=0.0536L$)
Fig. 12 Local magnification of velocity vector distribution at foot of radial flameholder ($L_{jx}=0.0536L$)

矢量局部放大图,从图中可以看出在回流涡的影响下,回流涡卷起的气体几乎垂直于出气孔板向第 12 对出气孔冲击,这导致第 12 对出气孔的出气量几乎为零,对第 13~14 对出气孔的冲击作用逐渐减弱,使得第 13~14 对出气孔出气量逐渐提升。

2.2 冷却效果

在上述气冷稳定器工作特性的分析基础上,接下来将通过分析径向稳定器迎风侧脊线上的温度分布及其壁面平均冷却效率来评价不同 L_{jx} 下的冷却效果。

图 13 所示为不同 L_{jx} 下径向冷却通道迎风侧温度分布规律。从图中可以看出,不同 L_{jx} 条件下径向稳定器迎风侧脊线上的温度沿径向靠近中心锥时均是不断升高的,这主要是由于冷却气体向冷却通道底部流动的过程中温度不断升高,冷却气体量不断减少,由此导致靠近中心锥处的脊线上冷却效果较弱所致。另一方面,在相同径向位置分布处,不同 L_{jx} 引起的温度变化却是不同的:在径向冷却通道靠近外涵的部分,同一径向位置上的脊线温度随着特征长度 L_{jx} 增加而不断降低;而在径向冷却通道靠近中心锥的部分,同一径向位置上的脊线温度随着特征长度 L_{jx} 增加却是不断增加的。究其原因可知:较大的 L_{jx} 具有较大的风兜引气量,从而使得开始阶段的对流换热效果较强,壁面温度较低;而当外涵冷却气体继续向径向冷却通道底部流动时,径向冷却通道底部流通面积的扩大成为主导因素,使得该处的壁面换热效果将因此逐渐减弱。

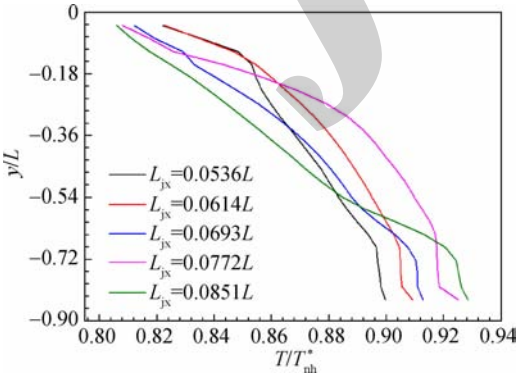


图 13 径向冷却通道迎风侧温度随 L_{jx} 的变化规律
Fig. 13 Variation law of temperature distribution changing with L_{jx} of radial cooling channel windward side

图 14 中还给出径向稳定器迎风侧外壁面平均冷却效率 η_{out} 随特征长度 L_{jx} 的变化规律。由图

可知,随着气冷稳定器径向冷却通道截面特征长度 L_{jx} 的增加,其外壁面平均冷却效率 η_{out} 先降低后增加。从上一段的分析可知, L_{jx} 的增加会加强径向稳定器迎风侧上部的冷却效果,但是会减弱径向稳定器迎风侧下部的冷却效果。当 L_{jx} 比较小时,随着 L_{jx} 的增加,径向稳定器迎风侧下部冷却效率的降低为主导因素,导致外壁面平均冷却效率降低。当 L_{jx} 比较大时,随着 L_{jx} 的增加,径向稳定器迎风侧上部冷却效率的增加为主导因素,导致外壁面平均冷却效率增加。

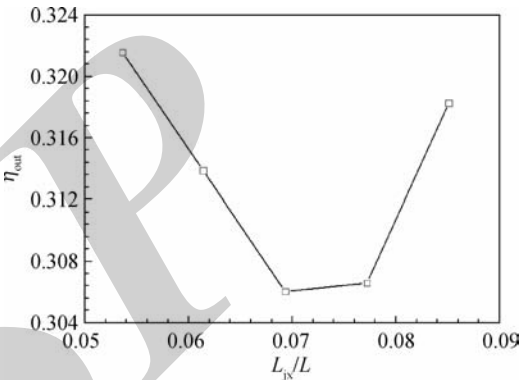


图 14 径向稳定器迎风侧外壁面平均冷却效率
Fig. 14 Average cooling effect of radial flameholder's windward side

2.3 流动损失分析

在气冷稳定器的设计中,即评估其冷却效率,也需要考虑到由其带来的流动损失^[14]。对于气冷稳定器引起的流动损失主要通过冷态流场下的沿程总压恢复系数 σ 来衡量。不同计算模型下,加力燃烧室沿程总压恢复系数 σ 分布规律如图 15 所示。图中,以截面 a、b、c、d 将气体在加力燃烧室内流动划分为 5 个区域。比较不同的计算模型可以发现,随着特征长度 L_{jx} 的增加,沿程总压恢复系数分布曲线向下移动,且当 L_{jx} 由 0.0536L 增加到 0.0851L 时,模型出口总压恢复系数下降了 0.086%,这主要是由于 L_{jx} 的增大使得径向稳定器迎风面积增加,从而由其引起的总压损失增加。此外,5 组模型的沿程总压恢复系数具有相似的变化规律。在截面 a 之前,气体还未与气冷稳定器接触,总压恢复系数基本保持不变。截面 a、截面 b 之间,总压恢复系数略有下降,这是因为气体流经稳定器造成的边界层摩擦损失,以及流入稳定器内部气体微团之间掺混损失。在截面 b、截面 c 之间,总压恢复系数显著下降,这主要因为以下几个原因:内外涵不同速度流体之间的剪

切流动;内涵流体绕流径向稳定器造成的速度亏损^[15];出气孔出流与径向稳定器回流区气体的掺混损失;回流区存在大量由外涵流体引起的“二次流动”摩擦损失。在截面 *c*、截面 *d* 之间,总压恢复系数同样显著降低,结合图 16 湍流动能耗散率云图分析其原因,在截面 *c* 上,能量耗散主要发生在内外涵流体剪切层及尾迹处,特别是剪切层处能量耗散剧烈。当流动发展到截面 *d*,由于黏性作用,尾迹区在向下游流动的过程中,逐渐与主流掺混,尾迹区的能量耗散强度明显增强,内外涵流体剪切层在黏性力的影响下作用范围稍有扩大,但是湍动能耗散率极大值略微降低。从截面 *d* 开始,总压恢复系数下降趋势逐渐减弱,这是由于从截面 *d* 开始,流道转为等截面流道,在黏性作

用的主导下,气体流动渐渐趋于平稳,湍动能耗散率降低。

3 结 论

本文利用数值模拟手段研究了径向冷却通道截面特征长度 L_{jx} 对气冷稳定器工作特性的影响,在本文研究的参数范围内,得到如下结论:

- 1) 当气冷稳定器的径向冷却通道截面特征长度 L_{jx} 增加时,其风兜引气率会因进气阻力的减小而随之增加;但其出气板上的各出气孔出气量分布却没有明显变化,仅在出气板后方形成的回流涡影响下使当地出气孔的出气量显著减小。
- 2) 较大的 L_{jx} 可以在近外涵处的径向稳定器上产生较强的冷却效果,而较小的 L_{jx} 则在近中心锥处的径向稳定器上产生较强的冷却效果。由此导致了径向稳定器迎风侧外壁面平均冷却效率 η_{out} 随着特征长度的增加呈现先减小后增加的规律。因此,应合理地选取径向冷却通道的特征长度,从而使其在较小的引气量下达到较好的冷却效率。
- 3) 随着 L_{jx} 的增加,气冷稳定器迎风面积随之增加,于是出口总压恢复系数随之降低,沿程总压恢复系数曲线向下移动。

参考文献:

[1] 金莉,谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32 (1): 30-34.
JIN Li, TAN Yonglin. Study on flameholders[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1): 30-34. (in Chinese)
[2] LOVETT J A, BROGAN T P, PHILIPPONA D S, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192, 2004.
[3] 张孝春,孙雨超,刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30, 60.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60. (in Chinese)
[4] RICHARD R, MARLBOROUGH C. Convectively cooled flameholder for premixed burner; US4073137 [P]. 1978-02-14.
[5] MARIO E A. Gas-cooled flameholder assembly; US 5076062[P]. 1991-12-31.
[6] IVAN E W, JEFFREY C M, JOHN A M. Gas turbine engine ignition flameholder with internal impingement cooling; US5396761[P]. 1995-03-14.
[7] JEFFREY C M, JOHN A M. Cooled spraybar and flameholder assembly including a perforated hollow inner air baffle for impingement cooling an outer heat shield; US5396763[P]. 1995-03-14.

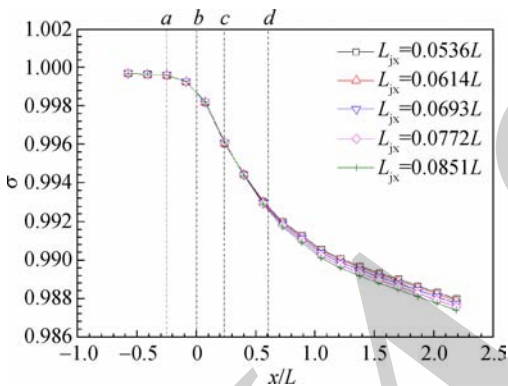


图 15 不同 L_{jx} 下的沿程总压恢复系数分布
Fig. 15 Total pressure recovery coefficient distribution along the afterburner in different L_{jx}

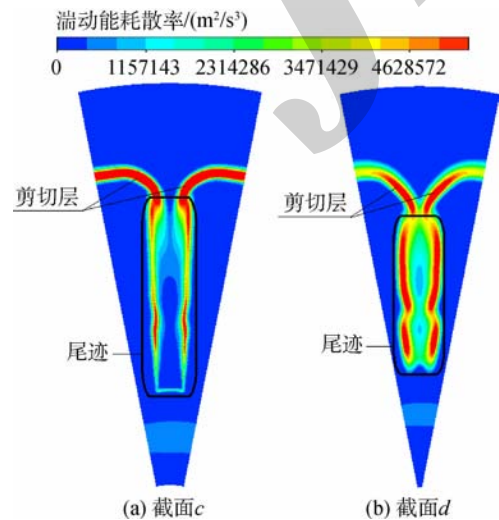


图 16 湍流动能耗散率云图 ($L_{jx}=0.0536L$)
Fig. 16 Turbulence dissipation rate distribution contour ($L_{jx}=0.0536L$)

[8] FRANK A G, TIMOTHY J F, IVAN E W. Augmenter with integrated fueling and cooling: US5813221[P]. 1998-09-29.

[9] OLIVIER M M, XAVIER J P, JACQUES A M. Afterburner for a turbofan engine: US5400589[P]. 1995-05-28.

[10] JEAN-YVES C, FABRICE B, MICHEL, et al. Dispositif de post combustion d'un turboréacteur: FR2709342[P]. 1995-09-22.

[11] FRÉDÉRIC B B, MICHEL A A D, ERIC C L L L. Optimally cooled, carbureted flameholder: US6112516 [P]. 2000-09-05.

[12] 刘涛, 张志学, 张孝春, 等. 新型气冷稳定器流场数值模拟研究[R]. 沈阳: 中国航空学会第 14 届燃烧与传热传质学术交流会, 2007.

[13] 刘涛, 张孝春, 徐兴平, 等. 航空发动机加力燃烧室跨流气冷稳定器流场研究[J]. 航空发动机, 2014, 40(3): 29-33. LIU Tao, ZHANG Xiaochun, XUN Xingping, et al. Study on flowfield of air cooled flameholder for aetoengine afterburner[J]. Aeroengine, 2014, 40(3): 29-33. (in Chinese)

[14] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 11 册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[15] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.

(编辑: 王碧琚)