带起始气膜的大弯管发散冷却特性的数值研究*

赵一霖,谭晓茗,张靖周,杨卫华,蒋坤宏

(南京航空航天大学 能源与动力学院,航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要:针对带起始气膜的大弯管发散冷却特性开展了三维数值模拟,对有无起始气膜的大弯管发 散冷却结构进行了对比分析,并开展了主流速度、开孔率等参数对带起始气膜的大弯管发散冷却特性的 影响研究。结果表明:带起始气膜的大弯管发散冷却结构能有效地改善无起始气膜的大弯管发散冷却结 构前端冷效低的缺点,显著提高了大弯管整体的温度分布均匀性,平均综合冷却效率可提升10.8%~ 15.4%;主流速度的增大会增强主流与大弯管壁面的对流换热,引起壁面温度升高;开孔率的增加使得 大弯管整体的综合冷却效率呈上升趋势,单位面积冷气流量的增加减小了开孔率变化带来的差异。

关键词:回流燃烧室;发散冷却;大弯管;综合冷却效率;数值模拟 中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2020) 12-2739-09 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190465

Numerical Investigation on Effusion Cooling Characteristics of Concave Wall Combined with Initial Film Cooling

ZHAO Yi-lin, TAN Xiao-ming, ZHANG Jing-zhou, YANG Wei-hua, JIANG Kun-hong

(Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: 3D numerical simulation was carried out to study the effusion cooling performance of the concave wall combined with the film cooling. The effusion cooling performances of the concave wall were compared between the structures with and without film cooling. Different mainstream velocities, open-area ratios were studied to reveal the characteristics of film cooling efficiency of the concave wall. The results show that the structure of the concave wall with film cooling is good at improving the overall cooling effectiveness in the front zone of the concave wall and also reducing the overall temperature gradient of the concave. There is an increase of 10.8%~15.4% in the averaged overall cooling effectiveness. The increase of the mainstream velocity augment the convective heat transfer between the hot gas and the concave wall and cause the temperature of the concave wall to rise. The overall cooling efficiency of the concave wall is improved by the increasing open-area ratio. The increase of the cooling flow rate reduces the difference caused by the open-area ratio.

Key words: Reversed-flow combustor; Effusion cooling; Concave wall; Overall cooling efficiency; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2019-07-04;修订日期: 2019-11-27。

作者简介:赵一霖,硕士生,研究领域为传热传质。E-mail: 1817729246@qq.com

通讯作者:谭晓茗,博士,副教授,研究领域为传热传质。E-mail: txmyy@nuaa.edu.cn

引用格式:赵一霖,谭晓茗,张靖周,等.带起始气膜的大弯管发散冷却特性的数值研究[J].推进技术,2020,41(12): 2739-2747. (ZHAO Yi-lin, TAN Xiao-ming, ZHANG Jing-zhou, et al. Numerical Investigation on Effusion Cooling Characteristics of Concave Wall Combined with Initial Film Cooling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41 (12):2739-2747.)

1 引 言

燃烧室作为航空发动机三大核心部件之一,其 发展日益趋向高温升和高热容以适应航空发动机高 推重比/功重比的需求。回流燃烧室由于轴距较短, 因此广泛应用于小型航空发动机上,但其火焰筒独 有的大弯管结构,使其承受高温燃气的冲击,从而造 成弯曲段温度梯度大,容易产生变形和裂纹,进而减 少回流燃烧室火焰筒的寿命^[1]。但是由于火焰筒型 面曲率大、结构复杂,在冷却结构设计上具有一定的 难度。国内外的研究人员提出了多种冷却结构方案 来解决这一难题。其中,发散冷却由于其冷气用量 少、气膜覆盖效果好成为较为常用的冷却方式之一。 针对发散冷却的研究很多,文献[2-5]在平板上对发 散孔的倾角进行了详细的研究,结果表明:斜孔比直 孔更有利于改善气膜冷却效果,而且倾角越小,冷却 效果越好。文献[6-8]针对平直板上气膜孔排布方 式进行研究,发现发散孔展向间距大于流向间距的 排布取得了较好的冷却效果。徐剑等阿开展了火焰 筒多斜孔冷却方式对平板壁温梯度和冷却效率影响 的试验,结果表明:在相同的单位面积开孔率下,与 正菱形实验板相比,展向孔间距较小的长菱形气膜 覆盖均匀性更好,实验平板壁面温度梯度更小。

然而发散冷却应用于大弯管壁面时,大弯管前 端冷却效果较差,壁面温度较高。针对这一问题,研 究人员提出了带起始气膜的发散冷却结构,利用起 始气膜能有效地阻隔高温燃气对起始区域壁面的加 热,从而改善无起始气膜冷却结构的起始发展区域 的冷却效果。文献[10-13]结合了狭缝气膜冷却在 起始阶段的优势和发散冷却在发展阶段的优良冷却 效果,提出了一种平板狭缝射流/发散冷却组合冷却 结构,研究发现发散孔的平均吹风比对传热系数有 很大的影响,狭缝射流对前端的冷却效果有显著的 提升,但对前排发散孔的传热系数有削弱作用。渠 立红等[14] 对平板狭缝喷注-发散冷却结构的绝热冷 却效率、综合冷却效率进行了实验和数值计算的研 究,结果表明其组合显著提高了发散孔前区的冷却 效果。杨卫华等[15]通过实验研究了气动参数和发散 孔的几何参数对平板气膜发散组合冷却结构冷却效 果的影响,实验结果发现加入气膜不仅极大提高了 起始段的冷却效率,还使发散孔平板的整体效率得 到显著的提升。

目前国内外对带起始气膜的发散冷却结构研究 大多限于平板结构,针对带起始气膜的大弯管发散 冷却结构的研究较为缺乏,尤其是对大弯管壁面温 度分布的均匀性研究不够充分。本文基于大弯管发 散冷却与狭缝起始气膜的组合结构开展大弯管壁面 发散冷却的详细研究,分析主流速度、开孔率等参数 对带起始气膜大弯管发散冷却特性的影响,为改善 大弯管前端的冷却效率和提高大弯管的寿命研究打 下理论基础。

2 计算模型

2.1 物理模型和网格划分

本文选取大弯管作为研究对象,三维计算模型如 图 1(a)所示,原点坐标位于大弯管圆弧的中心处,模 型主流通道高为 59mm,次流通道入口高度为 30mm, 出口高度为 23mm。模型弯曲壁面半径为 50mm,计算 时展向宽度取为一个展向间距,两侧为周期性边界。 图 1(b),(c)是起始气膜部分的局部放大图,定义狭缝 高度为 h_s=1.5mm,舌片长度 l_s=35mm。图 1(d)是无起 始气膜结构的局部放大图。图 2是弯曲大弯管开孔 方式示意图,大弯管上发散孔孔径 d=0.6mm,发散孔 与壁面夹角为 α=25°,排列形式为叉排,发散孔按等 间距菱形排布,定义发散孔的展向和流向间距分别为 P和 S(S为沿流向等弧长间距)且 P=2S。

采用 CAMBIT 软件对模型进行网格划分。图 3 是大弯管网格局部放大图。网格划分时,对发散孔、 大弯管进行网格加密,保证大弯管热壁面的 y⁺满足增 强型壁面函数的要求。图 4 是大弯管热壁面平均综 合冷却效率随网格量变化图。通过网格独立性验 证,确立流场计算网格数量在 600万左右。

2.2 计算方法和边界条件

本文数值计算采用 FLUENT 软件的分离隐式求 解器进行稳态求解,选用 Realizable *k-ε* 湍流模型和 增强型壁面函数,该模型已被证实在弯曲壁面换热 中具有较好的湍流特性预测精度^[16-18]。压力场的求 解采用 SIMPLEC 算法进行压力-速度耦合求解,离散 方程均采用二阶迎风差分格式进行计算,计算过程 中相对残差<10⁻⁶时,认为计算已经收敛。

边界条件设置如下:模型的主流入口和次流入 口都设置为速度入口边界,次流的入口温度为300K, 入口速度^[19-21]根据不同吹风比工况给定,速度为1.6~ 2.8m/s;主流入口温度为600K,入口速度根据不同吹 风比工况给定,范围为20~40m/s;出口为压力出口, 出口压力为300kPa。计算域展向方向两侧面设为周 期性边界条件,模型的外壁面设置为绝热壁面,其余 壁面设置为耦合面。由于主次流的马赫数都小于







0.3,故气体选用不可压缩的理想气体,根据分子运动 论对气体比热和导热系数进行变化,粘性系数采用 Sutherland公式。固体区域的材料为304不锈钢,导



Fig. 3 Schematic of grid division



Fig. 4 Results of grid independence study

热系数16.27W/(m·K)。

2.3 参数定义

定义开孔率为

$$\phi = \frac{\pi d_{\rm f}^2}{4PS} \tag{1}$$

式中d_f为气膜孔孔径,P为气膜孔展向间距,S为 气膜孔流向间距。

定义单位面积冷气流量为

$$G_{\rm c} = \frac{m_{\rm c}}{A_{\rm c} p_{\rm g}} \tag{2}$$

式中m。为次流进口冷气的质量流量,kg/s;A。为 大弯管被冷却壁面面积,m²;p_a为主流静压,MPa。

定义面积比为

$$\gamma = \frac{A_{\text{film}}}{A_{\text{efussion}} + A_{\text{film}}} \tag{3}$$

式中 A_{film} 为起始气膜孔的总面积,m², A_{effusion} 为发 散孔的总面积,m2。

定义综合冷却效率为

$$\eta = \frac{T_{\rm g} - T}{T_{\rm g} - T_{\rm c}} \tag{4}$$

式中 T_{a} 为主流温度,K; T_{o} 为次流温度,K;T为壁 面温度,K。

定义沿流向无量纲温度梯度为

$$\operatorname{grad} T = \frac{d_{e}}{T_{e}} \cdot \frac{\partial T}{\partial s}$$
(5)

式中 d_e 为发散孔孔径; T_e 为次流温度,K;T为壁

面温度,K;s为沿流向弯曲壁面弧长。

引入温度均匀度^[22]和相对温差^[23]评估大弯管壁 面温度分布的均匀性,定义温度均匀度为

$$e_{\rm T} = 1 - \sum \frac{\left|T_i - \overline{T}\right|}{N \cdot \overline{T}} \tag{6}$$

式中 \overline{T} 为所有测点平均温度,N为测点数, T_i 为大 弯管热壁面某测点展向平均温度。

定义相对温差为

$$\Theta_{\rm w,max} = \frac{T_{\rm w,max} - T_{\rm w,min}}{T_{\rm g} - T_{\rm c}}$$
(7)

式中 T_{w,max}为大弯管热壁面最高温度, T_{w,min}为大 弯管热壁面最低温度。

定义流量系数为

$$C_{\rm d} = \frac{m}{A\sqrt{2\rho\left(p^* - p\right)}} \tag{8}$$

式中m为发散孔出流的质量流量,kg/s;A,ρ,p分 别为大弯管壁面发散孔出口横截面积、气体密度和 静压;p*为发散孔进口总压。

3 结果与分析

3.1 流场与换热特性分析

本节计算中大弯管的开孔率φ=0.018,起始气膜 面积比 $\gamma=30\%$,狭缝高度 $h_s=1.5$ mm,发散孔倾角 $\alpha=$ 25°,温度比K=2.0,主流速度u_s=30m/s。从图5可以看 出,冷气分两路流入主流,一路从发散孔流出,由于 受到主流的挤压,气流更容易贴近壁面,形成温度较 低的气膜层;另一路从狭缝出口流出,射流与大弯管 的前端发散孔流出的气流叠加。在狭缝出口的舌片 下壁面存在分离区,这主要是因为热流在经过突扩 区会形成逆压力梯度;分离区的存在会使主流流线 有远离壁面的趋势,狭缝出口流向的相对面积增大, 出流速度会降低,这也使得狭缝射流在下游区域的 延伸能力下降。气膜层的厚度从狭缝出口开始沿程 逐渐变大,这是因为狭缝射流沿大弯管流动过程中 逐渐与大弯管前端发散孔出流的气体相互叠加,使 得冷气在壁面形成的气膜层逐渐变厚。在离狭缝出 口较远后,气膜层厚度就逐渐减小。

3.2 有无起始气膜的比较

本节带起始气膜结构的大弯管参数与2.1节的 一致。带起始气膜的大弯管发散冷却计算时的结构 如图1(c)所示,冷气分两路流入主流,一路从发散孔 流出,另一路从狭缝出口流出。无起始气膜的大弯 管发散冷却计算时的结构如图1(d)所示,所有冷气 T/K 320 340 360 380 400 420 440 460 480 500 520 540 560 580



(a) Schematic view of computational domain





从大弯管上发散孔流出,s/d=0位于大弯管的前缘。 图 6 为单位面积冷气流量 G_e=3.55kg/(s·m²·MPa)时有 无起始气膜时主流侧典型流向截面上的温度分布和 速度矢量图,图中的五个截面位于第 4,14,26,38,48 排孔后距离孔中心 1d 的位置(相对应的流向位置为 s/ d=28,75,132,187,233)。从图中可以看出,对于无 起始气膜的大弯管,在大弯管起始区域的温度较高, 基本没有贴壁气膜;在第 14 排孔后气膜出流的叠加 作用增强,壁面的温度下降明显。但在 26 排孔后,由 于大弯管的型面因素以及主流加速,气膜层厚度逐 渐减小。对于带起始气膜的大弯管,其热壁面在起 始阶段温度下降非常明显。但是从 26 排孔开始到靠 近主流出口的大弯管壁面气膜出流情况与没有起始 气膜的差不多。

图 7 是有无起始气膜的大弯管发散冷却结构沿 程流量系数对比图。从图 7 可知,带起始气膜的大弯 管发散冷却结构的沿程流量系数呈先升高再降低的 趋势,无起始气膜冷却结构的沿程流量系数的趋势 是先降低后升高再降低;在 0 < s/d < 100 的区域,无起始 气膜冷却结构的流量系数都高于带起始气膜冷却结 构的,这是由于起始气膜的分流作用导致大弯管壁 面发散冷却的气量较无起始气膜的低,发散孔的雷 诺数降低增加了发散孔内气流摩擦损失^[24-25]。在 100 < s/d < 170 的区域,由于上游出流气膜的叠加作用 使得此区域的气膜层厚度增加,减小了突扩损失,且 此区域两种结构的气膜层厚度相当,所以两者结构 的流量系数基本相同且都呈上升趋势。在 s/d > 170 的 区域,流道面积减小加快主流速度加速趋势,主流速



sectional plane when $G_c=3.55$ kg/(s·m²·MPa)

度对气膜出流有堵塞效应^[25-26],导致掺混损失和突扩 损失增加,造成两种结构的流量系数都呈下降趋势, 但不带起始气膜的冷却结构的气膜出流速度较大从 而削弱了主流的堵塞效应,使得流量系数较高。



Fig. 7 Comparison of discharge coefficient between combined film-effusion cooling and pure effusion cooling when $G_c=3.55$ kg/(s·m²·MPa)

保持主流速度不变,将大弯管单位面积冷气流量 的变化范围从 3.55kg/(s·m²·MPa) 增加到 6.21kg/(s· m²·MPa)。图8为不同单位面积冷气流量下大弯管 沿程的综合冷却效率分布图。从图中明显看出,在 大弯管前端大部分区域,带起始气膜的结构综合冷 却效率明显高于不带起始气膜的大弯管结构。带起 始气膜的大弯管结构整体的综合冷却效率分布比较 均匀,最前端由于起始气膜的存在综合冷却效率高 达0.96,而且随着单位面积冷气流量的增加变化并不 明显,但是从大弯管中部开始到尾段,随着单位面积 冷气流量的增大,大弯管壁面的综合冷却效率也明 显增大。对于不带起始气膜的结构,在大弯管前端 呈现出明显的气膜叠加趋势,综合冷却效率逐渐上 升,但前端区域综合效率较低。单位面积冷气流量 增大到 6.21kg/(s·m²·MPa)时,在大弯管尾端其综合 冷却效率依然在上升。

对比有无起始气膜的大弯管发散冷却结构可以 发现,带起始气膜的大弯管发散冷却结构显著地提 高了大弯管前端的综合冷却效率,但会在离前端的 一定距离后带起始气膜的大弯管发散冷却结构的效 率低于无起始气膜的大弯管发散冷却结构的效率, 而且这一距离会随单位面积冷气流量的增大而增加。 从整体上来看,带起始气膜的大弯管发散冷却结构能 有效地改善无起始气膜结构前端冷效低的缺点,同时 使得大弯管整体的综合冷却效率分布较为平缓。

选取大弯管单位面积冷气流量为3.55kg/(s·m²· MPa)的工况,计算得到如图9所示的大弯管壁面温 度梯度分布曲线。从图4可以看出,带起始气膜的大 弯管发散冷却结构在0<s/d<230的区域内温度梯度变 化非常小,只在s/d>230的区域,即大弯管尾端有较小 的提升。而不带起始气膜的大弯管在前端和尾端的 温度梯度绝对值都较大。整体上来看,带起始气膜 的大弯管发散结构有利于降低大弯管前端的温度梯 度,同时提高了整体温度梯度的均匀性。



Fig. 8 Comparison of laterally-averaged overall cooling effectiveness between combined film-effusion cooling and pure effusion cooling



Fig. 9 Comparison of streamwise temperature tendency between combined film-effusion cooling and pure effusion cooling

3.3 主流速度的影响

选定带有起始气膜的大弯管结构,改变主流速 度进行研究。图10是在不同单位面积冷气流量下大 弯管沿程的综合冷却效率在不同主流速度下的分布 图,可以看出,在相同的单位面积冷气流量下,综合 冷却效率都随着主流速度的增加而降低。主流速度 变化对大弯管前端的综合冷却效率影响很小,说明 起始气膜达到比较好的覆盖效果,如图11所示;而且 随着单位面积冷气流量的增大,不受主流速度影响 的区域范围也逐渐增大。但是在大弯管中后端随着 主流速度的增大综合冷却效率下降比较明显,主要 原因:主流速度增大,增强了主流对壁面冲刷加剧, 使得气膜层厚度减小,如图11所示,降低了气膜层对 主流的隔离能力,从而使得主流与壁面之间的对流 换热加强,导致冷却效率下降较为明显。



Fig. 10 Laterally-averaged overall cooling effectiveness at different main stream averaged velocity

3.4 开孔率的影响

选择带有起始气膜的大弯管结构,改变大弯管 壁面的开孔率进行研究。图12为不同开孔率下大弯 管壁面综合冷却效率的分布,由图12可见,沿程综合





Fig. 11 Temperature distribution and mainstream on the central plane when $G_c=3.55$ kg/(s·m²·MPa)

冷却效率整体上从前端到尾端呈下降趋势;随着开 孔率的增加,大弯管整体的综合冷却效率呈上升趋势,且开孔率增大后整个大弯管冷却效率的分布更 加均匀。这是因为在面积比一定时,随着开孔率的 增大,一方面单位面积内小孔内对流换热面积增大, 增强了发散孔内的对流换热,另一方面冷气流经大 弯管的流通面积变大,使得前端分流作用减弱,流入 发散孔的流量增大,同时增加了发散孔的排数,从而 加强了气膜的叠加作用,在壁面形成更稳定的气膜 层。随单位面积冷气流量的增加,发现在大弯管后 区不同开孔率之间的综合冷却效率差距逐渐变小, 当单位面积冷气流量增大到 G_=4.44kg/(s·m²·MPa) 时,开孔率较小的大弯管在 s/d>155 的区域综合冷却 效率基本相同,这现象随 G_增大越来越显著。

图 13 是在不同单位面积冷气流量下开孔率对大



Fig. 12 Laterally-averaged overall cooling effectiveness at different opening ratio

弯管平均综合冷却效率的影响,从图中可知,在相同 的单位面积冷气流量,开孔率的增大对大弯管平均 综合冷却效率有较小的提高,这是因为在*G*。一定时, 开孔率的增大主要是改善了大弯管热壁面的气膜 层,提高了大弯管整体的综合冷却效率而使得平均 综合冷却效率增加;随单位面积冷气流量的增大,大 弯管平均综合冷却效率呈上升趋势但上升的幅度逐 渐减小。

图 14(a)是在不同单位面积冷气流量下开孔率 对大弯管温度均匀度的影响。图 14(b)是在不同单 位面积冷气流量下开孔率对大弯管相对温差的影 响。从图中可知,在小的单位面积冷气流量下,随开 孔率的增大温度均匀度呈上升趋势,相对温差呈下 降趋势;但当*G*。增大到4.44kg/(s·m²·MPa)时,发现由 开孔率的增大引起大弯管温度均匀度和相对温差的 变化幅度都在减小,这种趋势随单位面积冷气流量









继续增大将进一步降低开孔率对温度均匀度和相对 温差的影响,这一结论与上述单位面积冷气流量的 变化对综合冷却效率的影响是一致的。

4 结 论

本文通过数值模拟的方法对带起始气膜的大弯 管发散特性进行了研究,得出如下结论:

(1)带起始气膜的大弯管冷却结构能有效地改 善无起始气膜的大弯管结构前端冷效低的缺点,有 效提高了大弯管整体的温度分布均匀性。在相同的 大弯管单位面积冷气流量下,与无起始气膜的大弯 管冷却结构相比,带起始气膜的大弯管冷却结构平 均综合冷却效率可提升10.8%~15.4%。

(2)主流速度的增大会增强主流对大弯管热侧 壁面的冲刷,破坏壁面的气膜层,所以随主流速度的 增大,沿程综合冷却效率下降。在相同的主流速度 下,大弯管壁面综合冷却效率随着单位面积冷气流 量的增加而升高。

(3)大弯管壁面单位面积冷却流量不变时,开孔 率的增加导致大弯管整体的综合冷却效率呈上升趋 势;但单位面积冷气流量的增加削弱了开孔率对大 弯管后区综合冷却效率的影响。在较小的单位面积 冷气流量下,增大开孔率对提高大弯管的综合冷却 效率和大弯管温度分布均匀程度都是有利的。

参考文献

- [1] 胡正义. 航空发动机设计手册(第九册)主燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.
- [2] 刘友宏,任浩亮. 气膜孔倾角对层板隔热屏冷却性能 影响[J]. 推进技术, 2016, 37(2):281-288. (LIU You-hong, REN Hao-liang. Effects of Film Cooling Hole Angles of Inclination on Cooling Performance of Lamilloy Heat Shield[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(2):281-288.)
- [3] 谭晓茗,赵乃芬,房人麟,等.出流孔复合角对发散 孔板冷却效率的影响研究[J].推进技术,2016,37
 (6):1092-1097. (TAN Xiao-ming, ZHAO Nai-fen, FANG Ren-lin, et al. Research on Cooling Characteristics of Effusion Wall with Compound Angle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1092-1097.)
- [4] An B, Liu J, Zhou S. Effect of Inclination Angle, Orientation Angle, and Hole Length on Film Cooling Effectiveness of Rectangular Diffusion Holes [J]. Journal of Turbomachinery-Transactions of the ASME, 2018, 140(7).
- [5] Andreini A, Becchi R, Facchini B, et al. The Effect of Effusion Holes Inclination Angle on the Adiabatic Film

Cooling Effectiveness in a Three-Sector Gas Turbine Combustor Rig with a Realistic Swirling Flow [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 121: 75-88.

- [6] Li W, Li X, Yang L, et al. Effect of Reynolds Number, Hole Patterns, and Hole Inclination on Cooling Performance of an Impinging Jet Array, Part I: Convective Heat Transfer Results and Optimization [J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(4).
- [7] 渠立红,张靖周,谭晓茗.发散孔结构参数对横向波 纹表面气膜绝热冷却效率的影响[J].航空动力学报, 2018,33(3):590-596.
- [8] 曾文明,谭晓茗,张靖周,等.高冷气温度下横向波 纹隔热屏气膜冷却特性研究[J].推进技术,2019,40
 (4):866-875. (ZENG Wen-ming, TAN Xiao-ming, ZHANG Jing-zhou, et al. Numerical Investigation of Film Cooling Characteristics of a Transverse Ripple Heat Shield with High-Temperature Coolant [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(4): 866-875.)
- [9] 徐 剑,许全宏,林宇震,等.火焰筒多斜孔冷却方 式壁温梯度和冷却效率试验[J].航空动力学报, 2008,23(3):425-429.
- [10] Ceccherini A, Facchini B, Tarchi L, et al. Combined Effect of Slot Injection, Effusion Array and Dilution Hole on the Cooling Performance of a Real Combustor Liner
 [R]. ASME GT 2009-60047.
- [11] Facchini B, Maiuolo F, Tarchi L, et al. Combined Effect of Slot Injection, Effusion Array and Dilution Hole on the Heat Transfer Coefficient of a Real Combustor Liner, Part 1: Experimental Analysis[R]. ASME GT 2010-22936.
- [12] Andreini A, Ceccherini A, Facchini B, et al. Combined Effect of Slot Injection, Effusion Array and Dilution Hole on the Heat Transfer Coefficient of a Real Combustor Liner, Part 2: Numerical Analysis[R]. ASME GT 2010-22937.
- [13] Andreini A, Caciolli G, Facchini B, et al. Density Ratio
 Effects on the Cooling Performances of a Combustor Liner
 Cooled by a Combined Slot/Effusion System [R]. ASME
 GT 2012-68263.
- [14] Qu Li-hong, Zhang Jing-zhou, Tan Xiao-ming. Improvement on Film Cooling Effectiveness by a Combined Slot-Effusion Scheme [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 126(5): 379-392.
- [15] 杨卫华,卢聪明,郑建文. 气膜-发散冷却结构冷却效

果的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46 (4): 517-523.

- [16] 王梅娟,胡好生,石小祥.大弯管冲击/发散冷却特性的数值计算与分析[J].航空动力学报,2017,32 (11):2561-2567.
- [17] Mahmood Silieti, Eduardo Divo, Kassab A J, et al. The Effect of Conjugate Heat Transfer on Film Cooling Effectiveness [C]. Charlotte: Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference, 2004.
- [18] Yusop N M, Ali A H, Abdullah M Z. Computational Prediction into Staggered Film Cooling Holes on Convex Surface of Turbine Blade [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2012, 39(9): 1367-1374.
- [19] Pietrzyk J R, Bogard D G, Crawford M E. Effects of Density Ratio on the Hydrodynamics of Film Cooling[C]. Toronto: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1989.
- [20] Schmidt D L, Sen B, Bogard D G, et al. Film Cooling with Compound Angle Holes: Adiabatic Effectiveness
 [C]. Netherlands :International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1994.
- [21] Kohli A, Bogard D G. Adiabatic Effectiveness, Thermal Fields, and Velocity Fields for Film Cooling with Large Angle Injection [C]. Houston: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1995.
- [22] 谢 奕,刘玉英.组合式风斗混合器掺混性能数值研究[J].推进技术,2016,37(3):546-553.(XIE Yi, LIU Yu-ying. Numerical Simulation on Mixing Performance of Combined Wind Scoop Mixer[J]. Journal of Propulsion Technology. 2016,37(3):546-553.)
- [23] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天 大学出版社, 2005.
- [24] 方 韧,林宇震,李 彬,等.燃烧室多斜孔壁流量 系数研究[J].航空动力学报,1998,13(1):61-64.
- [25] 朱惠人,许都纯,刘松龄,等. 气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 42-45. (ZHU Hui-ren, XU Du-chun, LIU Song-ling, et al. The Experimental Investigation in the Effects of Film Cooling Holes Shape on Discharge Coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 42-45.)
- [26] 张 弛,赵梦梦,林宇震,等.弯曲壁上开孔倾角对
 气膜孔流量系数的影响[J].航空动力学报,2007,22
 (7):1127-1131.

(编辑:朱立影)