

气膜冷却对高压涡轮叶栅损失特性的影响研究

殷林林, 张勇, 郇志俊, 马磊
(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要:为获得全气膜气冷涡轮叶栅的损失特性,采用试验及数值仿真方法,研究了不同冷气流量、不同叶栅出口马赫数条件下冷气射流对叶栅损失的影响。通过叶栅槽道静压云图及叶片表面压力分布等试验及数值仿真结果对比,验证了通冷气叶栅性能仿真分析方法的准确性。结果表明:同一冷气流量比下,通冷气叶栅能量损失系数随着马赫数的增大先减小后增大,在设计马赫数附近损失最低;通冷气叶栅能量损失系数随着冷气流量的增大而增大,且前后腔均通冷气时能量损失系数最大,前腔单独通冷气时能量损失系数最小;通冷气叶栅能量损失系数随着冷气与主流温比增大而增大。

关键词:冷气掺混;涡轮叶栅;数值仿真;叶栅试验

中图分类号:TK232.4 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2023.12.002

[引用本文格式]殷林林,张勇,郇志俊,等.气膜冷却对高压涡轮叶栅损失特性的影响研究[J].热能动力工程,2023,38(12):13-20. YIN Lin-lin, ZHANG Yong, LI Zhi-jun, et al. Research on the effect of film cooling on the loss characteristics of a high pressure turbine cascades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(12): 13-20.

Research on the Effect of Film Cooling on the Loss Characteristics of a High Pressure Turbine Cascades

YIN Lin-lin, ZHANG Yong, LI Zhi-jun, MA Lei
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, China, Post Code: 110015)

Abstract: In order to obtain the loss characteristics of the fully film air cooled turbine cascade, experiments and numerical simulation methods were used to study the influence of cold air jet on cascade loss characteristics under different cold air flow rates and outlet Mach numbers conditions. The accuracy of the simulation analysis method for large cold air cascades was verified through comparison of experimental and numerical simulation results such as static pressure cloud map of the cascade channel and pressure distribution on the blade surface. The results show that under the same cold air flow rate ratio, the energy loss coefficient of air cooled cascades first decreases and then increases with the increase of Mach number, with the lowest loss near the design Mach number; the energy loss coefficient of the air cooled cascade increases with the increase of the cooling air flow rate ratio, and the energy loss coefficient is the highest when both the front and rear chambers are cooled, while the energy loss coefficient is the lowest when the front chamber is individually cooled; the energy loss coefficient of the air cooled cascade increases with the increase of the temperature ratio between the cooling air and the mainstream.

Key words: cold air mixing, turbine cascade, numerical simulation, cascade test

引 言

航空发动机及燃气轮机高推力、高效率的需求逐渐增强,随着耐高温材料的应用及高效冷却结构设计,高压涡轮进口设计温度逐渐提高,所用的冷却空气量也不断增加。第三代发动机涡轮部件的冷却空气量达到 20% 以上,更先进的发动机涡轮部件由于温度更高,冷却空气量占比还有所增加。冷气量的增加不仅影响了整机的性能,而且造成涡轮效率下降。GE E3 高压单级涡轮由于采用气冷叶片设计,涡轮试验效率下降了 2.6%^[1]。由此可见,涡轮冷气掺混对其效率有很大影响。由于涡轮前温度的提高,高压涡轮导叶冷却形式由原来前缘典型高温位置的冷却气膜覆盖,发展到了需要叶片全气膜覆盖,全气膜覆盖会对叶栅的性能产生较大的影响,如何在提高冷却效果的同时减少冷气掺混损失成为目前的研究重点。

为减小冷气掺混损失,国内外学者针对气膜射流对叶栅性能的影响开展了大量研究。Denton^[2]对气膜射流的损失机理进行了深入分析。Yamamoto 等人^[3]研究了叶栅不同轴向位置射流的影响。乔渭阳等人^[4]应用涡轮平面叶栅试验测量和分析了出口马赫数在 0.055 ~ 0.250 范围内叶片表面不同位置气膜孔喷气情况下涡轮叶栅流场与性能。卫刚等人^[5]通过平面叶栅试验研究叶栅前缘和叶背处的冷气喷射问题,并利用 CFD 软件对试验结果进行分析,采用了源项模拟方法,用一条槽缝来模拟一排气膜孔,实现了对冷气喷射的物理现象的模拟,仿真与试验结果趋势基本一致,但计算结果存在一定的差异。梅翔等人^[6]通过 NASA C3X 叶片前缘部分的简化模型,仿真研究了吹风比、主射流温度比、主流湍流度、气膜孔斜角对前缘气膜绝热冷却效果的影响。龚森等人^[7]以普惠 PW4084 一级 HPT 叶片为参照构造叶身及内部流道结构,采用数值仿真方法研究航空发动机涡轮叶片前缘气膜冷却机理及气膜孔射流对叶片表面气体流场的影响。赵洪利等人^[8]通过数值模拟的方法研究了某航空发动机高压涡轮动叶吸力面的气膜冷却特性,分析了高压涡轮动叶在静止和旋转条件下吸力面气膜冷却效率的

影响规律。干鹏等人^[9]以 Ardey 和 Fottner 的试验叶栅为研究对象开展了涡轮叶片表面气膜孔出流与主流相互作用的数值模拟。刘正等人^[10]、姚世传等人^[11]对叶片尾缘区域局部结构、出气边冷却结构中的换热流动损失进行了数值研究。

以上研究内容多关注于叶片的前缘、尾缘等局部区域。胡可欣等人^[12]采用压力敏感漆(PSP)技术研究了燃气轮机静叶气膜冷却特性,主要关注气膜冷却有效度,并未对冷气与主流的掺混影响进行详细分析。王鹏^[13]、吴琼等人^[14]采用 SST-DDES、DES 方法对孤立气膜孔、平板圆柱气膜孔的流场进行非定常数值模拟,分析涡系演变规律及掺混损失。以孤立气膜孔、平板圆柱气膜孔代替涡轮叶身复杂环境下的气膜孔工作条件,简化了气膜孔的实际复杂工作环境。

目前大多数学者通过 CFD 数值模拟和试验研究两种方法研究冷气掺混损失^[15-18]。数值模拟有损失系数修正、源项和按真实几何结构分网求解等处理方式;试验研究包括平面叶栅试验、环形叶栅试验和级性能试验。数值计算结果受网格和湍流模型等因素影响,但可以详细描述冷气掺混后的流场;冷气平面叶栅试验可较为准确地定量评估冷气掺混损失,但在捕捉流动细节方面存在较大困难。冷气在涡轮叶栅内的流动很复杂,应发挥两种方法的优势开展研究。

本文以某高压涡轮全气膜大冷气量平面叶栅为研究对象,通过试验与数值仿真相结合的方法进行研究分析。对比无冷气叶栅与通冷气叶栅试验结果,在出口马赫数在 0.6 ~ 1.2 范围内,分析由于冷气掺混带来的叶栅损失,并获得了不同冷气量、不同冷气供气方式、不同温比下全气膜冷却叶栅的损失特性。

1 试验装置及测试方法

试验在连续常温开口射流式平面叶栅风洞试验器上进行,动力所在该试验器上开展了多次叶栅试验,试验结果准确^[19]。试验器如图 1 所示,压缩空气通过进气阀依次流经进气段、扩散段、稳流段、收敛段,最后进入试验段。

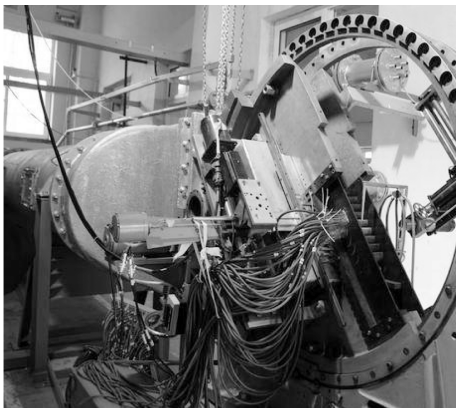


图 1 平面叶栅试验器

Fig.1 Plane cascade tester

图 2 为平面叶栅示意图,试验叶栅由 9 只叶片构成,以保证叶栅出口和叶中截面的周期性,采用无冷气与通冷气两套叶栅试验段分别测量两个状态下的气动参数,在栅板测量叶栅槽道静压分布。无冷气叶栅试验件采用 9 只标准叶片,其无冷气试验段如图 3 所示,中间叶片测量叶片表面静压。通冷气试验段采用 7 只全冷却叶片和 2 只实心标准叶片组成通道(如图 4、图 5 所示),气冷叶片采用两腔分别供气,以满足变冷气试验需求。

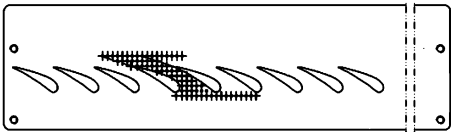


图 2 平面叶栅示意图

Fig.2 Schematic diagram of plane cascade

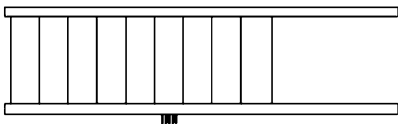


图 3 无冷气试验段示意图

Fig.3 Uncooled cascade test section

如图 6 所示,气冷叶栅采用全气膜覆盖,叶栅分为前、后两个腔,前腔分布 11 排气膜孔(标号 6 ~ 16),后腔分布 12 排气膜孔(标号 1 ~ 5、17 ~ 22),其中标号 22 为尾缘全劈缝气膜孔。叶栅及气膜孔参数如表 1 所示。

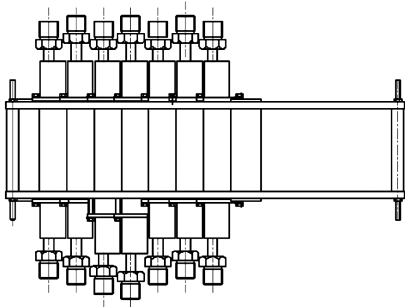


图 4 通冷气试验段示意图

Fig.4 Air cooled cascade test section

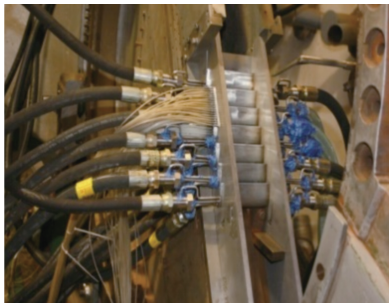


图 5 通冷气扇形叶栅试验件

Fig.5 Air cooled sectorial cascade test piece

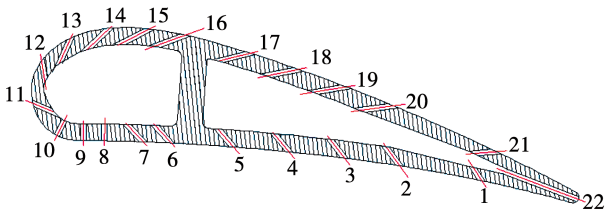


图 6 气冷叶栅截面示意图

Fig.6 Sectional view of air cooled cascade

表 1 叶栅及气膜孔参数

Tab.1 Parameters of cascade and film holes

参数	数值
叶片数	9
弦长/mm	40
叶高/mm	120
节距/mm	33
设计攻角/($^{\circ}$)	0
孔径/mm	0.4
孔间距/mm	3.4
孔排数	23
孔个数/个	26
壁厚/mm	1.2

试验过程中通过调节阀门开度,改变试验件进口总压,从而调节进口马赫数至预定值,然后开启冷气阀门,调节冷气到预定的冷气与主流的流量比,采

集并记录全部测试参数,通过转动试验器的转盘来改变进气攻角,直至完成试验的所有状态。

栅前总压为稳压箱总压,栅前静压为周向布置的 5 点壁面静压平均值;由 5 点尖劈探针测取中间槽道叶中截面的一个栅距的总压、角度等气流参数;栅后静压为栅后壁面静压(栅板上叶栅出口测压孔所测量的静压)平均值。

为获得该叶栅损失特性,开展了以下试验:

(1) 出口马赫数在 0.6~1.2 范围内无冷气叶栅吹风试验,获得无冷气叶栅性能特征;

(2) 出口马赫数在 0.6~1.2 范围内通冷气叶栅吹风试验,包括:前腔通冷气叶栅试验、后腔通冷气叶栅试验、前后腔均通冷气叶栅试验,验证不同冷气喷射条件下叶栅性能特征。

试验时出口静压为大气压,试验时调整主流进气压力,以保证出口马赫数为准调整各状态。由于未进行加温处理,主流温度 400 K,前、后腔冷气流占叶栅进口流量比值(设计值)均为 5%,冷气温度与主通道气流温度比接近为 1。试验工况如表 2 所示。

表 2 试验工况
Tab. 2 Test conditions

攻角/(°)	等熵马赫数	进口总压/MPa
0	0.6	1.27
0	0.7	1.38
0	0.8	1.52
0	0.9	1.72
0	1.0	2.03
0	1.1	2.28
0	1.2	2.56

2 计算模型及数值方法

计算模型如图 7 所示,采用非结构化四面体网格,保证通冷气叶栅和无冷气叶栅主流通道内网格基本保持一致,如表 3 所示,设计马赫数为 0.9 的工况下,针对前、后腔均通冷气的工况开展网格无关性验证,分别选取 4 套不同网格数进行验证。在通冷气叶栅单通道网格大于 1 029 万,不通冷气叶栅单通道网格大于 463 万后,叶栅中截面平均气流角和能量损失系数基本不发生变化,所以,本文选用通冷气叶栅单通道网格总量为 1 029 万节点,无冷气叶栅单通道网格总量为 463 万节点开展后续研究。壁面建立棱柱层边界层,不少于 20 层,第 1 层网格厚

度 0.001 mm, y^+ 不大于 1。采用周期性边界条件,根据实际试验测量工况的参数(见表 2),进口给定总温总压,出口给定平均静压,冷气进口给定流量及温度边界条件,工质为空气,求解器为 CFX,湍流模型选取 SST 模型。

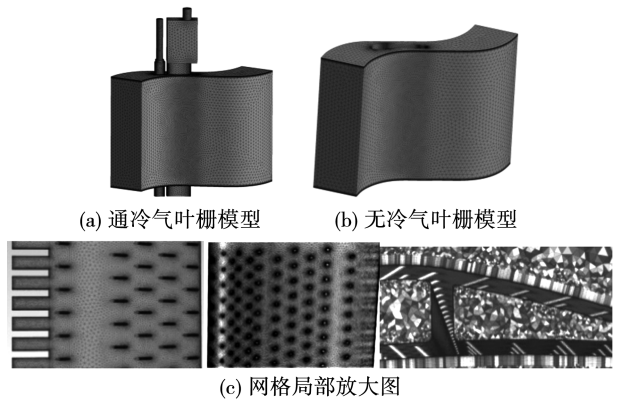


图 7 计算模型示意图

Fig. 7 Schematic diagram of computational model

表 3 网格无关性验证

Tab. 3 Grid independence verification

参数	数值			
无冷气叶栅网格总数/万	260	346	463	556
中截面平均气流角/(°)	14.75	14.95	15.13	15.12
能量损失系数	0.040 23	0.040 89	0.041 25	0.041 24
通冷气叶栅网格总数/万	800	900	1 029	1 100
中截面平均气流角/(°)	15.53	15.89	16.07	16.07
能量损失系数	0.107 753	0.107 852	0.108 201	0.010 820 2

3 结果及分析

为获得气膜冷却对高压涡轮导叶叶栅损失特性的影响规律,开展试验与数值仿真结果对比分析。

首先,针对设计攻角下出口马赫数为 0.6~1.2 的条件,通过无冷气叶栅的槽道静压、叶片表面压力分布试验与仿真数据的对比,以及设计马赫数 0.9 工况下有冷气叶栅槽道静压试验与仿真结果对比,用试验结果验证数值仿真方法,获得该导叶叶栅槽道内的流动特征。然后,通过对不同出口马赫数下无冷气与有冷气(前后腔冷气流流量占叶栅进口流量 5%)叶栅能量损失系数研究,获得不同马赫数下冷气掺混带来叶栅损失的变化规律。最后,由于试验条件限制,冷气与主流温比接近 1,采用数值仿真的方法研究设计马赫数为 0.9、前后腔冷气流占叶栅

进口流量 5% 的条件下,冷气与主流温比在 0.3 ~ 1.0 范围内叶栅的能量损失规律,获得冷气与主流温比对通冷气叶栅损失特性的影响。

3.1 叶栅槽道静压

图 8 给出了设计攻角下出口马赫数 M_2 为 0.6, 0.7, 0.8, 1.0, 1.1 和 1.2 时无冷气叶栅槽道静压试验和数值仿真结果的对比云图。从图中可以看出,随着出口马赫数的增大,槽道内静压压力梯度逐渐增大,叶栅内气流流动加速。仿真与试验压力分布云图结构吻合较好。

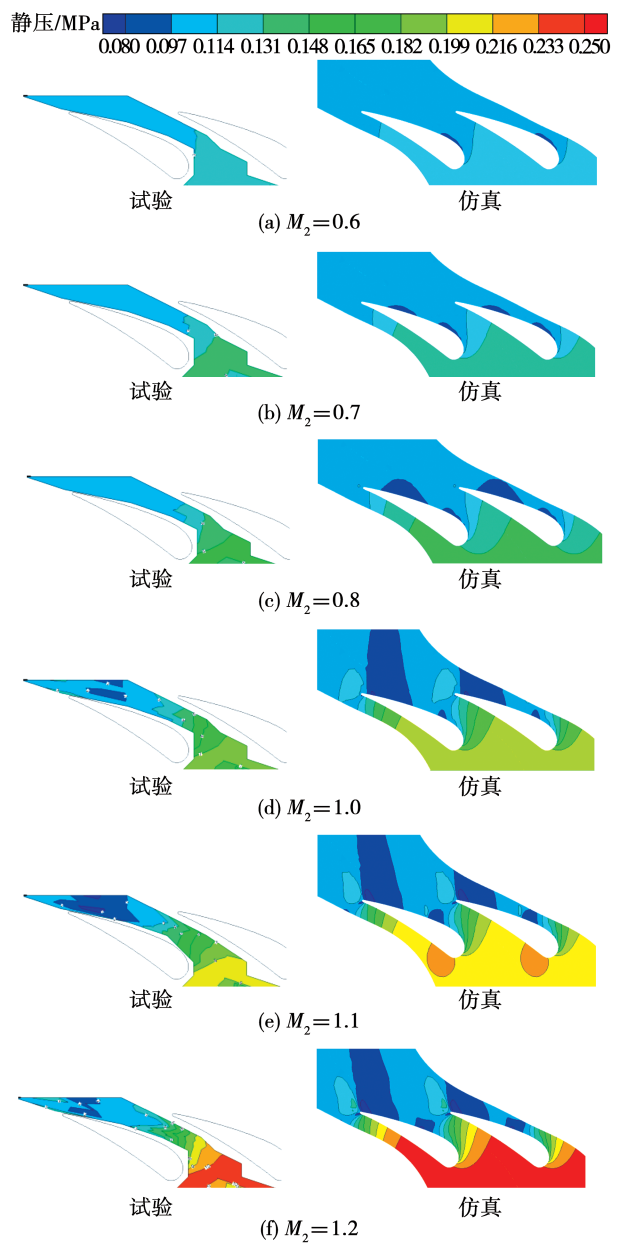


图 8 各马赫数下无冷气叶栅槽道静压分布
Fig. 8 Static pressure distribution of uncooled cascade channel at different outlet Mach numbers

图 9、图 10 分别给出了设计马赫数 $M_2 = 0.9$ 工况下无冷气、通冷气时叶栅槽道静压分布,对比试验与数值模拟结果,二者的分布规律基本吻合。气流在导叶叶栅槽道内膨胀加速,在叶栅喉部气流形成向下游传递的激波,带来流动损失。对比有无冷气时槽道静压分布。可以发现,由于冷气射流的影响,冷气进入对主流流动产生扰动,在叶栅槽道内吸力面侧出现了明显的压力波动,在叶片吸力面及尾缘产生明显的流动损失,试验与仿真结果在冷气出流区域形成的压力损失的捕捉存在明显的一致性。

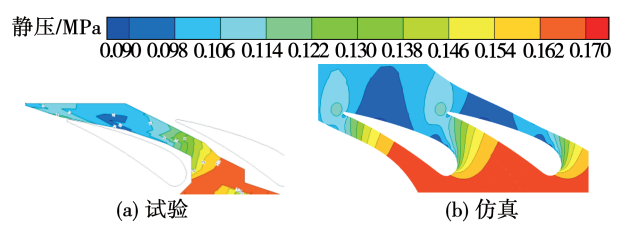


图 9 $M_2 = 0.9$ 工况下无冷气叶栅槽道静压分布云图
Fig. 9 Static pressure distribution nephogram of uncooled cascade channel at $M_2 = 0.9$

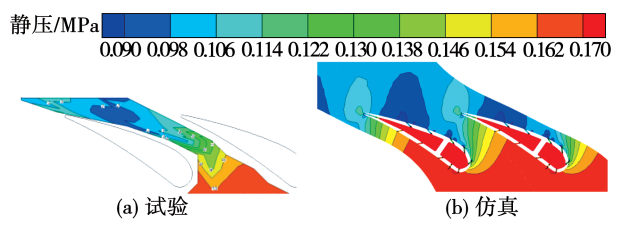


图 10 $M_2 = 0.9$ 工况下通冷气叶栅槽道静压分布云图
Fig. 10 Static pressure distribution nephogram of air-cooled cascade channel at $M_2 = 0.9$

3.2 无冷气叶栅叶片表面静压

叶栅出口马赫数 M_2 为 0.7, 0.9 和 1.2 时,设计攻角下无冷气叶栅叶片表面静压分布如图 11 所示。相对静压是将静压采用整个试验范围内最大压力与最小压力的无量纲化处理。数值仿真结果选取与试验静压测量位置相同的中截面的静压分布与试验数据进行对比。从图中可以看出,随着出口马赫数的逐渐增加,叶栅压力面、吸力面的压差逐渐增大,叶片载荷逐渐增大,呈现明显的后加载叶型特征,试验数据和仿真结果吻合良好,验证了数值仿真方法的准确性。

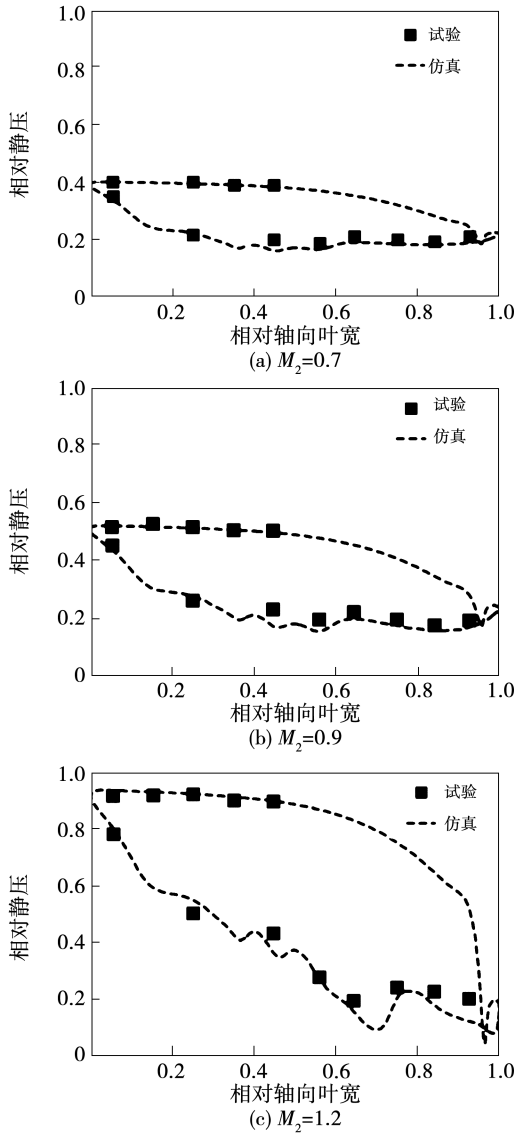


图 11 不同出口马赫数下无冷气叶栅叶中截面静压分布

Fig. 11 Static pressure distribution in middle span of blade of uncooled cascade at different outlet Mach numbers

3.3 叶栅能量损失系数

采用叶栅能量损失系数^[20~21]评估平面叶栅性能。无冷气叶栅能量损失系数计算公式为:

$$\zeta_j = \left[\left(p_1^* / p_{2j}^* \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] / \left[\left(p_1^* / p_{2j} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (1)$$

$$\zeta = \sum_{j=1}^n \zeta_j / n \quad (2)$$

式中: p_1^* —进口总压, Pa; p_{2j}^* —出口总压, Pa; p_{2j} —出口壁面静压, Pa; $j=1 \sim n$, $n=5$, 表示叶栅出口 5 个测点位置; k —气体比热比 (与温度相关, 接近 1.4)。

有冷气掺混的叶栅能量损失系数计算公式为:

$$\zeta_j = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \left(1 + \sum_{i=1}^2 \frac{T_{icool}^*}{T_1^*} \cdot C_{mi} \right)}{\left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \sum_{i=1}^2 \left\{ \frac{T_{icool}^*}{T_1^*} \cdot C_{mi} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_{icool}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}} \quad (3)$$

$$\zeta = \sum_{i=1}^2 \zeta_i / 2 \quad (4)$$

式中: p_2 —出口壁面静压, Pa; p_1^* —进口总压, Pa; p_2^* —出口总压, Pa; T_1^* —进口总温, K; T_{icool}^* —冷气腔温度, K; C_{mi} —冷气与主流流量比; p_{icool} —冷气腔压力, Pa; $i=1 \sim 2$, 取 1 时为前腔, 2 时为后腔。

在前后腔冷气与主流流量比均为 5% 的状态下, 设计攻角时叶栅的能量损失系数随着出口马赫数的变化曲线如图 12 所示。在设计工况出口马赫数 $M_2=0.9$ 状态下, 有、无冷气叶栅均处于较小损失区域, 但有冷气状态叶栅能量损失系数比无冷气增加 0.06 ~ 0.08, 在出口马赫数越低的状态, 有冷气叶栅能量损失系数比无冷气叶栅增加的越大, 即相同冷气流量比情况下, 低马赫数状态冷气产生的损失越大。

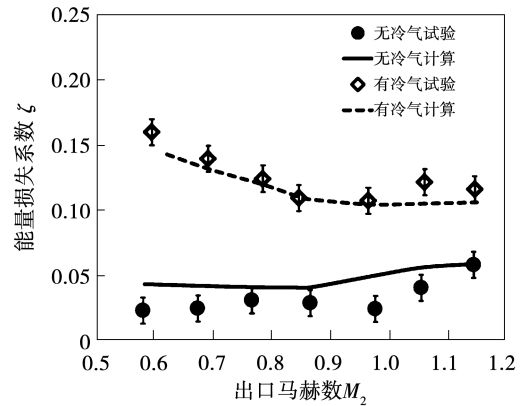


图 12 能量损失系数随出口马赫数变化的曲线

Fig. 12 Variation curve of energy loss coefficient with outlet Mach number

设计攻角下, 叶栅出口马赫数 $M_2=0.9$, 冷气与主流流量比在 0.02 ~ 0.08 范围, 前腔单独通冷气、后腔单独通冷气、前后腔同时通冷气 3 种情况下, 试验与仿真结果的对比如图 13 所示。

如图所示, 随着冷气与主流流量比增大, 叶栅能量损失系数逐渐增大, 说明冷气量的增加带来冷气与主流掺混损失增加。试验结果表明, 前后腔均通

冷气损失最大,后腔通冷气带来的损失相对较小,前腔通冷气损失居于两者之间,其中前腔通冷气在冷气与主流流量比为 0.04 左右时有个突增,通过整个曲线的对比,考虑是由于试验误差造成。仿真结果表明,与试验结果有一致的规律性,仿真评估的能量损失系数的变化梯度小于试验结果;在冷气流比较小的时候,仿真评估结果大于试验结果,在冷气与主流流量比较大的时候,仿真评估结果小于试验结果,冷气流量比在 0.03 ~ 0.05 范围内,仿真结果与试验结果有较好的一致性。

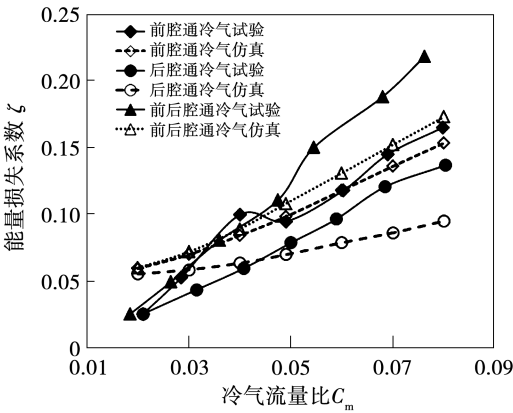


图 13 能量损失系数随冷气流量比变化的曲线

Fig. 13 Variation curve of energy loss coefficient with cold air flow ratio

设计攻角下,改变进口温度,保证前后腔冷气与主流流量比均为 5%,保证出口马赫数 $M_2 = 0.9$ 工况下,通过仿真评估获得了能量损失系数随冷气与主流温比变化曲线,如图 13 ~ 图 14 所示。

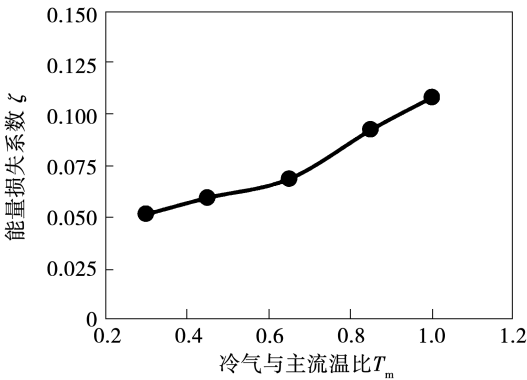


图 14 能量损失系数随温比变化的曲线

Fig. 14 Variation curve of energy loss coefficient with cold air to mainstream temperature ratio

冷气与主流温比 T_m 为冷气进口总温与主流进口温度的比值。如图所示,随着 T_m 从 0.3 增大到 1.0,叶栅能量损失系数逐渐增大, T_m 在 0.3 ~ 0.6 范围内能量损失系数增加较慢, T_m 在 0.7 ~ 1.0 范围内能量损失系数增加变快。

4 结 论

通过对全气膜气冷涡轮叶栅进行了试验和数值研究,获得了不同冷气流量、不同出口马赫数条件下冷气射流对叶栅损失特性,结论如下:

- (1) 通冷气叶栅能量损失系数高于无冷气叶栅;相同的冷气与主流流量比下,通冷气叶栅能量损失系数随着马赫数的增大先减小后增大,在设计马赫数附近损失最低;
- (2) 通冷气叶栅能量损失系数随着冷气与主流流量比的增大而增大,且前后腔均通冷气时能量损失系数最大,前腔单独通冷气时能量损失系数最小;
- (3) 通冷气叶栅能量损失系数随着冷气与主流温比增大而增大。

参考文献:

[1] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集 (第五分册) [M]. 北京:航空工业出版社,1991.
Editorial committee of the High Efficiency and Energy Saving Engine Collection of the Ministry of Aviation and Space Industry. Efficient and energy-saving engine collection (volume 5) [M]. Beijing: The Aviation Industry Press, 1991.

[2] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621 - 651.

[3] YAMAMOTO A, KONDO Y, MURAO R. Cooling air injection into secondary flow and loss fields within a linear turbine cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 375 - 383.

[4] 乔渭阳, 曾 军, 曾文演, 等. 气膜孔喷气对涡轮气动性能影响的实验研究 [J]. 推进技术, 2007, 28(1): 14 - 19.
QIAO Wei-yang, ZENG Jun, ZENG Wen-yan, et al. Experimental studies for the aerodynamic loss in gas turbine with film cooling [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 14 - 19.

[5] 卫 刚, 凌代军, 周 山. 不同位置冷气喷射的试验研究和数值分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 4 - 9.
WEI Gang, LING Dai-jun, ZHOU Shan. Experimental and numerical research of influence of cooling jets' position on turbine cascade performance [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 4 - 9.

- [6] 梅 翔,胡汉平,杨依蓓,等. NASA C3X 叶片前缘气膜冷却的数值模拟[J]. 工业加热,2020,49(2):36-40.
- MEI Xiang, HU Han-ping, YANG Yi-bei, et al. Numerical simulation of film cooling of on the leading edge NASA C3X blade[J]. Industrial Heating, 2020, 49(2):36-40.
- [7] 龚 森,何安南,马存原. 涡轮叶片前缘气膜冷却机理及流场分析[J]. 兵器装备工程学报,2022,43(9):232-239.
- GONG Miao, HE An-nan, MA Cun-yuan. Film cooling mechanism and flow field analysis of leading edge of turbine blade[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(9):232-239.
- [8] 赵洪利,来永超,魏 凯,等. 高压涡轮动叶吸力面气膜冷却特性研究[J]. 液压与气动,2021(2):150-156.
- ZHAO Hong-li, LAI Yong-chao, WEI Kai, et al. Film cooling characteristics of the suction surface of a high pressure turbine rotor blade [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021(2):150-156.
- [9] 干 鹏,任丽芸,李 宇,等. 涡轮叶片表面气膜出流的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究,2008,21(4):10-15.
- GAN Peng, REN Li-yun, LI Yu, et al. Numerical simulation for the film ejections of turbine vane[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4):10-15.
- [10] 刘 正,陈 榴,戴 韧. 燃气透平叶片 3 种出气边冷却结构中流动与传热性能的比较[J]. 热能动力工程,2016,31(11):32-37.
- LIU Zheng, CHEN Liu, DAI Ren. Comparison of the flow and heat transfer performance of three types of trailing edge cooling structure in blades of a gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2016, 31(11):32-37.
- [11] 姚世传,施臻臻,刘 正,等. 叶片尾缘冷气喷射气动与传热性能分析[J]. 热能动力工程,2018,33(5):47-54.
- YAO Shi-chuan, SHI Liu-liu, LIU Zheng, et al. Analysis of aerodynamic and heat transfer performance of the blade trailing edge ejection[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2018, 33(5):47-54.
- [12] 胡可欣,张 振,苏欣荣,等. 透平静叶叶身全覆盖气膜冷却有效度试验研究[J]. 工程热物理学报, 2023, 44(7):1793-1799.
- HU Ke-xin, ZHANG Zhen, SU Xin-rong, et al. An experimental investigation of full coverage film cooling effectiveness of a turbine vane[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(7):1793-1799.
- [13] 王 鹏. 基于 SST-DDES 方法的孤立气膜孔流动研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2018,31(2):47-54.
- WANG Peng. Study of film cooling flow based on SST-DDES method[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(2):47-54.
- [14] 吴 琼,尹 钊,张华良,等. 基于分离涡模拟的平板气膜洞系结构与流动损失数值研究[J]. 推进技术,2023,44(5):86-96.
- WU Qiong, YIN Zhao, ZHANG Hua-liang, et al. Detached eddy simulation of vortex structure and flow loss of flat film cooling [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(5):86-96.
- [15] 王海涛,张文武,郭春海. 先进气膜孔形研究综述[J]. 航空制造技术,2021,64(18):46-52,61.
- WANG Hai-tao, ZHANG Wen-wu, GUO Chun-hai. Review on advanced film cooling hole shapes[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(18):46-52,61.
- [16] KUSTERER K, GANG L, SUGIMOTO T, et al. Novel gas turbine blade leading edge cooling configuration using advanced double swirl chambers[C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, Montreal, Quebec, Canada, 2015.
- [17] SARKAR S, BABU H. Large eddy simulation on the interactions of wake and film-cooling near a leading edge[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 137(1):011005. 1-011005. 11.
- [18] 周鸿儒,顾忠华,韩万金,等. 气冷涡轮叶栅流场计算方法及其应用[J]. 热能动力工程,2011,26(3):280-283,369.
- ZHOU Hong-ru, GU Zhong-hua, HAN Wan-jin, et al. Method for calculating the flow field in an air-cooling turbine cascade and its applications[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2011, 26(3):280-283,369.
- [19] 刘建明,王 东,马永峰. 低压涡轮导向叶片平面叶栅试验及数值模拟[J]. 航空发动机,2012,38(6):20-23.
- LIU Jian-ming, WANG Dong, MA Yong-feng. Experiment and numerical simulation of low pressure turbine guide vane planar cascade[J]. Aeroengine, 2012, 38(6):20-23.

(姜雪梅 编辑)