

文章编号:1000-8055(2011)12-2698-06

冷气预旋系统温降与流阻特性的试验

张建超, 王锁芳, 杨守辉, 况开鑫

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 简化发动机冷气预旋系统, 对特定结构的两种冷气进口预旋角度的转静盘腔系统, 开展冷气温降和流阻特性的试验研究. 建立预旋系统旋转试验台, 在旋转部件表面采用微型压力传感器测量压力, 经过标定校正后获得预旋系统的出口总压. 获得了旋转雷诺数、无量纲质量流量对预旋系统温降和流阻特性的影响规律. 研究表明: 对两种角度的预旋喷嘴, 无量纲温降随无量纲质量流量的增大先增大后减小, 随旋转雷诺数的增大而减小; 无量纲压降随无量纲质量流量的增大而增大, 随旋转雷诺数的增大而减小.

关 键 词: 冷气系统; 转静盘腔; 预旋; 温降; 流阻

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on drop of cooling air temperature and flow loss performance of pre-swirl cooling system

ZHANG Jian-chao, WANG Suo-fang, YANG Shou-hui, KUANG Kai-xin

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The effect of rotational Reynolds number and non-dimensional mass flow rate on the drop of cooling air temperature and flow loss of a simplified aero-engine pre-swirl system were investigated experimentally for two pre-swirl angles. A test rig was set up. Micro pressure transducers for measuring pressure of rotating disk surface were fixed on the disk, and the relative total pressure of the outlet of the pre-swirl system was obtained after calibrations. The rules of influences on drop of cooling air temperature and flow losses performance of pre-swirl cooling system were achieved. This shows that the cooling air temperature rises and then goes down with the increase of non-dimensional mass flow rate in the range of this study and these two pre-swirl angles, and decreases with the rising rotational Reynolds number; non-dimensional flow loss increases with the enlargement of non-dimensional mass flow rate, and decreases with the increment of the rotational Reynolds number.

Key words: cooling system; rotor-stator cavity; pre-swirl;
drop of cooling air temperature; flow losses

涡轮盘腔预旋系统是先进航空发动机空气系统的重要组成部分, 冷气预旋降温效应^[1]能降低冷气相对下游热端部件的相对总温, 有效提高发动机的涡轮前温度, 从而提高发动机性能. 而在空气系统中使用预旋系统, 必须明确其流阻特性规律. 因此分析预旋系统的内流特点, 探索预旋系统

的冷气温降和流阻特性对实现航空发动机及燃气轮机空气系统网络的精确设计和计算有重要的学术研究价值和工程应用意义.

许多学者对相关领域已经做了研究工作^[2-6], 罗翔等^[7]通过数值模拟和试验研究了预旋进气条件下盘腔系统的内部换热和流动规律, 王锁芳

收稿日期: 2010-12-31; 修订日期: 2011-05-17

作者简介: 张建超(1984—), 男, 河南漯河人, 博士生, 主要从事发动机内部流动与换热方面研究.

等^[8-9]研究了预旋进气位置等几何因素对换热的影响,并开展了对预旋降温规律方面的研究,曾军等^[10]开展了预旋系统流动换热的数值研究.目前对预旋系统的研究主要集中在提高预旋系统温降、降低预旋系统流阻上,这方面的研究方法主要是数值模拟.本文设计了旋转试验台,针对预旋系统的温降和流阻特性开展试验研究,一方面研究预旋系统性能随特征参数变化的规律;另一方面作为验证数值模拟的计算精度的依据.

1 试验系统与试验装置

图 1 是整个试验系统的示意图,包括压气机、管路系统、测量系统和旋转试验台等部分.从压气机中输出的压缩空气先进入储气罐稳压,然后经过管道、进气阀和孔板流量计进入预旋转-静盘腔系统.

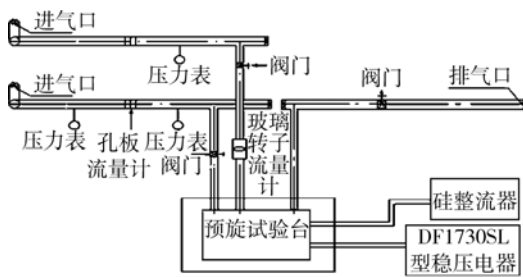


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of the test rig

本文研究的转静盘腔预旋系统如图 2 所示,盘腔的内外半径比 $a/b=0.611$,以预旋孔出口到接受孔进口的轴向距离为盘间距, $G=s/b=0.1$. 预旋喷嘴上游的冷气接嘴有 15 个,静盘上预旋喷嘴有 36 个,径向位置 $R_p=r_p/b=0.898$;转盘上接受孔有 81 个,径向位置 $R_b=r_b/b=0.946$;预旋孔和接受孔的面积比 $A_p/A_b=0.25$.

气流分为三路分别经过上部缝隙、中间接收孔、下部缝隙在测量流量后排入大气.试验时随时调节出口背压,使三个出口的流量满足 $\dot{m}_1:\dot{m}_2:\dot{m}_3=7:2:1$,精度为 1%.

预旋系统进出口流量用孔板流量计和玻璃转子流量计相互校验以避免随机误差,调节阀控制流经预旋系统的流量.

根据数值模拟结果,热电偶布置在能反映该截面平均值的位置,将三对热电偶均布在三个冷气接嘴前,用于测量预旋系统进气气流的总温,取其读数的平均值作为预旋进气的进口总温.在转

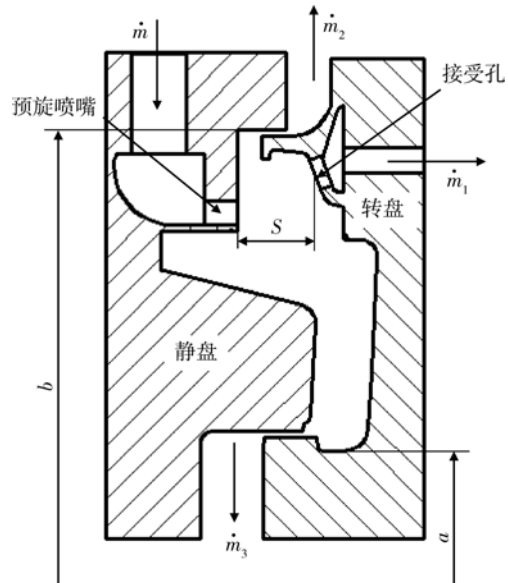


图 2 预旋系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the pre-swirl cooling system

盘上的出流孔出口处固定三对热电偶,热电偶头部伸到冷却叶片冷气接受孔出口中心处,用以测量出流相对总温,同样取其平均值作为气流的相对总温.

进出口的总压差是试验过程中关心的重要内容.转盘上的接受孔由于转盘的高速旋转,难以用压力表测量.文献[11-12]研究了旋转通道或部件上的压力测量方法,结果证明使用压力传感器测量旋转态的压力是可行的.因此本试验采用微型压力传感器测量,不同的是本试验不再将气流引到低半径处,而是在试验件原位进行测量,其引线用滑环引电器引出.微型压力传感器量程为 $0\sim 1$ MPa,精度为 0.25%,传感器头部的满量程输出为 100 mV,远大于滑环引电器的噪声水平,本试验为稳态试验,可以忽略滑环引电器运行过程中的噪声影响.且传感器具有良好的线性度,信号引至变送器放大到 $0\sim 5$ V.安装时为了保证良好的密封效果而给传感器探头带来一定的初始安装应力,试验开始时记下每个传感器对应的初始值作为零位,转盘由于壁厚很厚,在旋转过程中的变形很小,忽略由于变形产生的零位漂移.测量前标定出离心力对压力传感器读数的影响规律曲线,测量数据根据标定曲线修正.标定时关闭气源,盘腔开放,转盘处于自由盘的状态,此时由于旋转引起的转盘表面压力变化较小,忽略不计.1 号传感器离心力场标定曲线如图 3 所示.

在预旋系统进口壁面处开测压孔测量预旋进

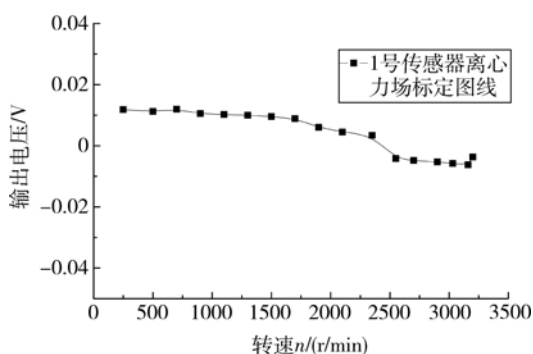


图3 1号传感器标定图线

Fig. 3 Calibrated values of No. 1 sensor

气的静压,将流量、压力和温度折算进出口处的动压头,从而获得进口总压.转盘上出口处均布有3个微型压力传感器,传感器头部开有直径0.8 mm的小孔测量出口静压,把测量到的流量 $\dot{m}_1$ 折算出动压头,从而获得转盘上出口处的相对总压.

2 参数定义

定义旋流比 S_r 为

$$S_r = \frac{v \cos \theta}{\omega r_b} \quad (1)$$

C_w 和 Re_w 分别是无量纲质量流量和旋转雷诺数,定义为

$$C_w = \dot{m} / \mu b \quad (2)$$

$$Re_w = \frac{\rho \omega b^2}{\mu} \quad (3)$$

转-静盘腔进出口气流的无量纲总温差定义为

$$\Delta T_t^* = \frac{2c_p(T_{in} - T_{out})}{(\omega r_b)^2} \quad (4)$$

无量纲压降定义如下:

$$\zeta = \frac{p_{in}^* - p_{out}^*}{\frac{1}{2} \rho \omega^2 r_p^2} \quad (5)$$

盘间距

$$G = s/b \quad (6)$$

式中 c_p 为空气的比定压热容(J/(kg·K)); T_{in} 为预旋孔进口处空气的总温(K); T_{out} 为出流孔出口处空气的相对总温(K). p_{in}^* 为进口处气流的总压, p_{out}^* 为出口处气流的总压. v 为预旋喷嘴出口处的气流速度, θ 为预旋角, r_b 为接受孔半径, $\dot{m}$, ρ , μ , b 分别为气流的质量流量,密度,动力黏度,以及转盘最大半径. s 为预旋孔出口到接受孔的轴向距离. ω 为转盘旋转角速度.

3 试验结果及分析

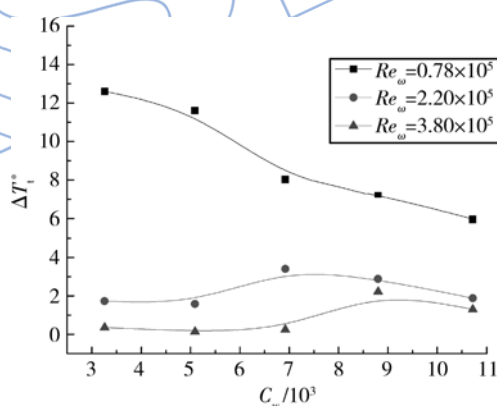
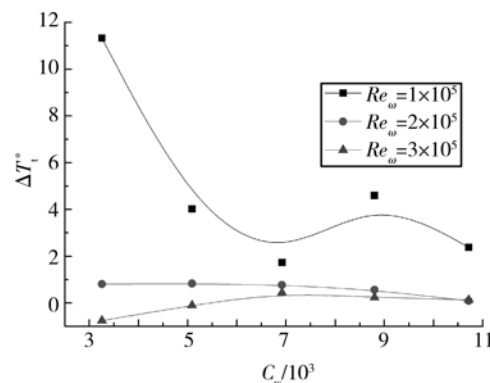
试验的参数范围 $Re_w = 0.78 \times 10^5 \sim 4 \times 10^5$,

$C_w = 3 \times 10^3 \sim 6.5 \times 10^4$, 旋流比 $S_r = 0.4 \sim 5$. 图中用点表示试验工况测量值,曲线为根据试验值拟合的样条曲线,表示试验值变化的大致趋势.

3.1 各参数对预旋温降的影响

3.1.1 无量纲质量流量的影响

图4和图5显示出当预旋角为 26° 和 30° 时,不同旋转雷诺数对应的无量纲温差随无量纲质量流量变化的规律.对应不同的旋转雷诺数,无量纲温降随质量流量的变化规律有一定差异.在本文研究的范围内,旋转雷诺数较小时,无量纲温降均随无量纲质量流量的增大而减小,旋转雷诺数较大时,无量纲温降随无量纲质量流量的增大先增大后减小.根据预旋效应的基本原理,预旋喷嘴使冷气产生一个与转盘旋转方向相同的切向分速度,使得出口处气流相对于叶片和轮盘的总温降低,从而提高冷气对热端部件的冷却品质.对预旋角为 30° ,小旋转雷诺数的试验工况而言,转盘转速较低,旋流比较大,当流量增大时,预旋喷嘴出口的冷气速度持续增大,使得喷嘴出口气流与

图4 $\theta=26^\circ$,不同 Re_w , ΔT_t^* 随 C_w 的变化曲线Fig. 4 ΔT_t^* versus C_w at various Re_w with $\theta=26^\circ$ 图5 $\theta=30^\circ$,不同 Re_w , ΔT_t^* 随 C_w 的变化曲线Fig. 5 ΔT_t^* versus C_w at various Re_w with $\theta=30^\circ$

接受孔的相对速度增大,温降效果变差.对旋转雷诺数相对较大的工况而言,转盘转速较高,流量较小时预旋喷嘴出口速度小,旋流比低,增大流量使得喷嘴出口气流与接受孔的相对速度减小,预旋温降升高,当无量纲流量进一步增大时,必定有喷嘴出口气流与接受孔的相对速度增大,此时无量纲温差随质量流量的增大而减小.对比图 4 和图 5 可以看出,相同工况下,26°预旋角的无量纲温降大于 30°.这是因为当旋转雷诺数较小时,预旋角较小时预旋喷嘴出口气流切向速度较高,相应的喷嘴出口气流与接受孔的相对速度较小,无量纲温降较大.图 4 中可以较清晰地看出,当旋转雷诺数较大时,无量纲温差随质量流量的变化曲线中有一峰值,且旋转雷诺数越小,该峰值出现的越早.

3.1.2 旋转雷诺数的影响

图 6 和图 7 显示出当预旋角为 26°和 30°时,不同无量纲质量流量对应的无量纲温差随旋转雷诺数变化的规律.可以看出当质量流量一定时,无

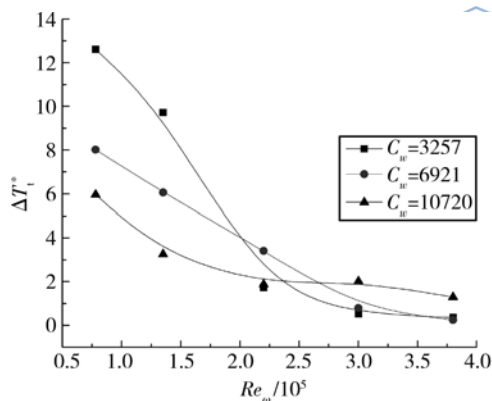


图 6 $\theta=26^\circ$,不同 C_w , ΔT_1^* 随 Re_ω 的变化曲线
Fig. 6 ΔT_1^* versus Re_ω at various C_w with $\theta=26^\circ$

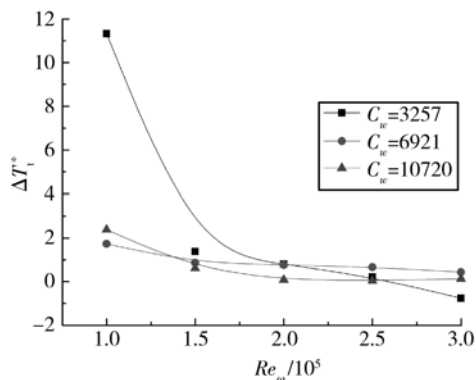


图 7 $\theta=30^\circ$,不同 C_w , ΔT_1^* 随 Re_ω 的变化曲线
Fig. 7 ΔT_1^* versus Re_ω at various C_w with $\theta=30^\circ$

量纲温降随旋转雷诺数的增大而减小.对比图 6,图 7,相同条件下 26°预旋角的无量纲温降高于 30°预旋角.当旋转雷诺数较低时,无量纲质量流量越小无量纲温降越大,当旋转雷诺数较高时,无量纲质量流量越大无量纲温降越小.这是因为当转盘的转速增大时,小流量情况下的喷嘴出口气流与接受孔的相对速度减小,而大流量情况下的相对速度增大,因此在旋转雷诺数较大时无量纲质量流量大的温降大,并且无量纲温降随质量流量的减小而降低.

3.2 各参数对预旋压降的影响

3.2.1 无量纲质量流量的影响

图 8 和图 9 显示出当预旋角为 26°和 30°时,不同旋转雷诺数对应的预旋系统压降随无量纲质量流量变化的规律.从图 8,图 9 中可以看出,无量纲压降随着质量流量的增加是增大的.当模型的几何尺寸和其他参数不变时,在一定的流量范围内,增加流量会导致喷嘴内的流速增加,较高的流速又会使气流的沿程压力损失增大,而气流在喷嘴部分的压力损失在整个盘腔压力损失中所占

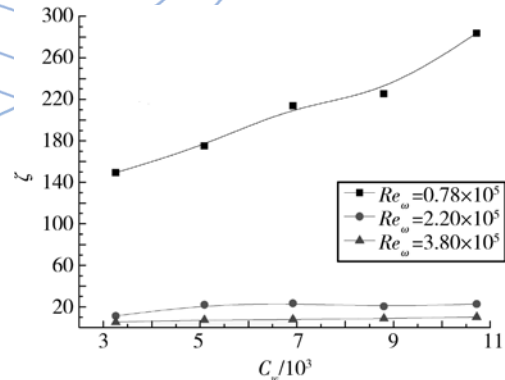


图 8 $\theta=26^\circ$,不同 Re_ω , ζ 随 C_w 的变化曲线
Fig. 8 ζ versus C_w at various Re_ω with $\theta=26^\circ$

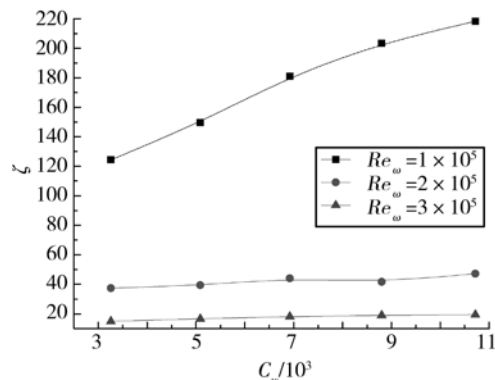


图 9 $\theta=30^\circ$,不同 Re_ω , ζ 随 C_w 的变化曲线
Fig. 9 ζ versus C_w at various Re_ω with $\theta=30^\circ$

的比例很大,所以在本文的研究范围内,当质量流量增加时,压降明显增大。

当旋转雷诺数较大时,无量纲压降随无量纲质量流量增大,但增幅较小。这是由于位于预旋喷嘴下游转盘旋转作用较强,而流量增大对压降的影响相对较弱,此时预旋喷嘴以下的流动主要由预旋盘腔内的强旋流控制,压降受流量的影响较小。

3.2.2 旋转雷诺数的影响

图10和图11显示出预旋角为 26° 和 30° 时,不同无量纲质量流量对应的预旋系统无量纲压降随旋转雷诺数变化的规律。由图10和图11可见,给定流量的情况下,无量纲压降随着旋转雷诺数的增大而减小,且流量越大,无量纲压降减小得越快。低旋转雷诺数时,相同工况下, 26° 预旋角模型无量纲压降高于 30° 模型,这是因为冷气在喷嘴进口处折转角度较大,压力损失也较大。

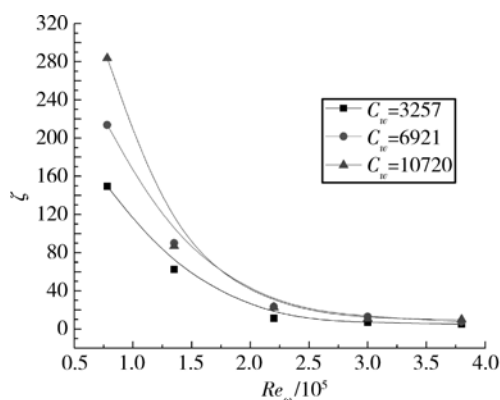


图10 $\theta=26^\circ$,不同 C_w , ζ 随 Re_w 的变化曲线
Fig. 10 ζ versus C_w at various Re_w with $\theta=26^\circ$

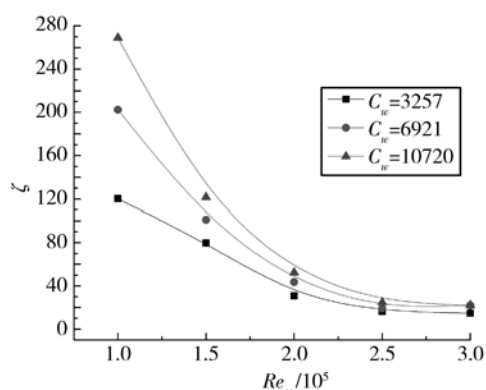


图11 $\theta=30^\circ$,不同 C_w , ζ 随 Re_w 的变化曲线
Fig. 11 ζ versus C_w at various Re_w with $\theta=30^\circ$

预旋喷嘴内的流动状态由上下游压力场决定,并且当预旋喷嘴内的流动没有达到临界时很大程度上还受下游盘腔内旋转流动的影响。给定

某一流量,则喷嘴内的流动状态初步确定,当旋转雷诺数较小时,下游盘腔内的流动由喷嘴出流和转盘边界层带动共同决定。若转盘相对气流的速度较小甚至为负值,则气流与转盘表面的摩擦力表现为阻力,此时气流的一部分机械能被盘面的摩擦阻力消耗;若转盘相对气流的速度较大,则气流与转盘表面的摩擦力表现为转盘对气流的驱动力,此时盘腔内流动主要由转盘的旋转作用控制,则盘面摩擦力对气流做功,补充冷气的机械能,这种情况下两种模型的压降里由于预旋角度不同造成的比重较小。当旋转雷诺数较大时,气流流经预旋系统的一部分压降会由旋转部件的离心增压作用补充,减小了损失。所以旋转雷诺数越大,不同质量流量随旋转雷诺数变化曲线之间的差值越小。

4 结 论

本文通过试验的方法研究了转静盘腔预旋系统的温降和流阻特性,在本文的研究范围内得到以下结论:

- 1) 经过旋转状态的标定,微型压力传感器可以用来测量旋转部件上的压力。
- 2) 对比两种预旋角度的模型试验结果发现小流量时 26° 预旋角模型的无量纲温降高于 30° 模型,无量纲压降略高于 30° 模型,但随旋转雷诺数增大,两种模型的无量纲压降差别减小。
- 3) 当其他条件一定时,预旋系统的流阻随无量纲流量的增大而增大,随旋转雷诺数的增大而减小。
- 4) 当其他条件一定时,旋转雷诺数较小时,预旋系统的无量纲温降均随无量纲质量流量的增大而减小,旋转雷诺数较大时,无量纲温降随无量纲质量流量的增大先增大后减小;预旋系统的温降随旋转雷诺数的增大而减小。

参考文献:

- [1] Owen J M, Rogers R H. Flow and heat transfer in a rotating-disc systems Vol. 2: rotating cavities[M]. Taunton, UK: Research Studies Press, 1995.
- [2] Bricaud C, Geis T, Dullenkopf K, et al. Measurement and analysis of aerodynamic and thermodynamic losses in pre-swirl system arrangements[R]. ASME Paper GT2007-27191, 2007.
- [3] Geis T, Dittmann M, Dullenkopf K. Cooling air temperature reduction in a direct transfer preswirl system[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(4): 809-815.
- [4] Ciampoli F, Hills N J, Chew J W, et al. Unsteady numerical

- simulation of the flow in a direct transfer pre-swirl system [R]. ASME Paper GT-2008-51198, 2008.
- [5] El-Oun Z B, Owen J M. Pre-swirl blade-cooling effectiveness in an adiabatic rotor-stator system[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 111(4): 522-529.
- [6] Lewis P, Wilson M, Lock G D, et al. Effect of radial location of nozzles on performance of preswirl systems; a computational and theoretical study[J]. Journal of Power and Energy, 2009, 223(2): 179-190.
- [7] 罗翔, 徐国强, 陶智, 等. 进气角度对旋转盘冷却效果的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 240-243.
LUO Xiang, XU Guoqiang, TAO Zhi, et al. Cooling effectiveness in a rotor-stator system with different pre-swirl angles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 240-243. (in Chinese)
- [8] 王锁芳, 朱强华, 张羽, 等. 预旋进气位置对转静盘腔换热影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1227-1232.
WANG Suofang, ZHU Qianghua, ZHANG Yu, et al. Numerical studies of heat transfer in a rotor-stator cavity with different radial positions of pre-swirl inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1227-1232. (in Chinese)
- [9] 王锁芳, 朱强华, 栾海峰, 等. 高位预旋进气转静盘腔换热实验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1216-1221.
WANG Suofang, ZHU Qianghua, LUAN Haifeng, et al. Experimental study on heat transfer in rotor-stator cavity with high-positioned pre-swirl inflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1216-1221. (in Chinese)
- [10] 曾军, 张剑, 黄康才. 预旋进气转-静盘腔中的流动和传热数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1168-1173.
ZENG Jun, ZHANG Jian, HUANG Kangcai. Flow and heat transfer investigation in pre-swirl inflow rotor-stator cavity[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1168-1173. (in Chinese)
- [11] 高潮, 丁一民, 王宝官. 模拟旋转内冷通道中压力测量的实验研究[J]. 推进技术, 1998, 19(3): 98-101.
GAO Chao, DING Yimin, WANG Baoguan. An investigation of measurement of flow pressure in rotating tubes[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(3): 98-101. (in Chinese)
- [12] 张东, 丁水汀, 陶智, 等. 旋转系下的实时压力测量方法研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 244-247.
ZHANG Dong, DING Shuiting, TAO Zhi, et al. The simultaneous measurement of pressure in rotating system[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 244-247. (in Chinese)