

反旋进气混合式减涡结构流动特性数值计算

田冉冉¹, 毛军逵¹, 范俊², 魏嵩¹, 王龙飞¹, 屠泽灿¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 陆军航空兵学院 陆军航空兵研究所, 北京 101121)

摘 要: 提出了一种将反旋进气孔与减涡管相结合的混合式减涡器,数值研究了其减阻引气效果,分析了旋转雷诺数、无量纲入口质量流量对内部流场结构和压力损失的影响。研究发现:在混合式减涡器引气结构中,静压沿径向平缓降低,在周向分布均匀;随着无量纲入口质量流量或旋转雷诺数的增加,引气结构总压降呈现单调上升的趋势,其中在高旋转雷诺数、低无量纲质量流量工况下具有突出的减阻性能,其对应的湍流参数为 0.1064~0.3245。相比于简单盘腔,反旋进气孔式及管式减涡器的压力损失分别降低 62.5%、60.5%,混合式减涡器可降低 80.4%,体现出良好的减阻引气效果。

关 键 词: 旋转盘腔; 引气系统; 混合式减涡器; 反旋; 压力损失; 流动特性

中图分类号: V23 **文献标志码:** A

Numerical calculation of flow characteristics of hybrid vortex reduce structure combing de-swirl inlet

TIAN Ranran¹, MAO Junkui¹, FAN Jun²,
WEI Song¹, WANG Longfei¹, TU Zecan¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Army Aviation Institution, Army Aviation School, Beijing 101121, China)

Abstract: A hybrid vortex reducer combining the de-swirl inlet hole and the vortex tubes was proposed, the effect of drag reduction and bleed air was numerically studied, and the effects of rotating Reynolds number and dimensionless inlet mass flow on internal flow field structure and pressure loss were analyzed. It was found that in the inflow structure of the hybrid vortex reducer, the static pressure decreased gently in the radial direction and was evenly distributed in the circumferential direction. With the ascension of the dimensionless inlet mass flow or the rotating Reynolds number, the total pressure drop of the inflow structure showed a monotonous increasing trend. Especially, under the conditions of higher rotating Reynolds number and lower dimensionless mass flow, outstanding drag reduction was observed and the corresponding turbulence parameter range of 0.1064—0.3245 was obtained. Compared with the simple disk cavity, the pressure loss of the de-swirl vortex reduc-

收稿日期:2019-01-04

基金项目:中国博士后科学基金(2018M642248)

作者简介:田冉冉(1996—),女,硕士生,主要从事航空发动机空气系统的旋转流动研究。E-mail:TRR_47@163.com

引用格式:田冉冉,毛军逵,范俊,等.反旋进气混合式减涡结构流动特性数值计算[J].航空动力学报,2019,34(8):1677-1687.
TIAN Ranran, MAO Junkui, FAN Jun, et al. Numerical calculation of flow characteristics of hybrid vortex reduce structure combing de-swirl inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1677-1687.

er and the tube vortex reducer was reduced by 62.5% and 60.5%, respectively, and the hybrid vortex reducer can reduce the pressure loss by 80.4%, showing a better drag reduction.

Key words: rotating disc cavity; bleed air system; hybrid vortex reducer; de-swirl; pressure loss; flow characteristics

参数说明

R	旋转盘腔半径, mm
Re_ϕ	$Re_\phi = \frac{\Omega R_b^2}{\nu}$ 旋转雷诺数
S	轴向间隙
C_p	$C_p = \frac{p_r - p_a}{\frac{1}{2} \rho \Omega^2 R_b^2}$, 当地压降系数
V_ϕ	气流绝对切向速度, m/s
C_{pc}	$C_{pc} = \frac{p_c - p_a}{\frac{1}{2} \rho \Omega^2 R_b^2}$ 总压降系数
x_r	$x_r = \frac{R}{R_b}$, 无量纲径向位置
C_w	$C_w = \frac{m}{\mu R_b}$, 无量纲质量流量
β	$\beta = \frac{V_p}{\Omega R}$, 当地旋流数
D	直径, mm

β_0	盘腔最高半径位置旋流数
$\dot{m}$	入口质量流量, kg/s
λ_t	$\lambda_t = \frac{ C_w }{Re_\phi^{0.8}}$, 湍流参数
n	盘腔转速, r/min
μ	动力黏度, Pa·s
p	静压, Pa
Ω	转动角速度, rad/s
Δp	$\Delta p = p_c - p_a$, 减涡结构总压降, Pa
ν	运动黏度, m ² /s

下标说明

a	旋转盘腔最小半径处
b	旋转盘腔最大半径处
c	进气孔最大半径处

空气系统是现代航空发动机中的一个重要组成部分,它承担着给涡轮等高温部件提供冷却空气、平衡发动机轴向力、封严等多种重要任务,其主要的空气介质来源就是从压气机级间引气^[1-3]。冷却气流在流经旋转盘腔时受到离心力、科氏力等影响,在盘腔内形成具有很大切向速度的旋涡,导致压力和引气量急剧下降^[4]。旋转盘腔是引气过程中压力损失的主要发生部位,严重制约引气效率和冷却空气品质的提升,因此降低该部件内的流动损失是提高空气系统引气效能、提升航空发动机性能及部件使用寿命的关键^[5-6]。为了降低旋转盘腔中的压力损失,研究人员提出了安装减涡器^[7-8]以改善压气机引气过程中的流动特性,主要包括反旋进气孔式减涡器和管式减涡器。

反旋进气孔式减涡器通过在压气机盘腔的径向中心位置附近安装一组与盘腔转动方向相反的进气孔,使气流进入旋转盘腔后形成与旋转方向相反的流动,显著减少气体形成自由涡,从而降低压降^[9-10],具有结构简单、安装方便的特点。针对反旋进气孔式减涡器, Pfitzner 等^[11]和 Farthing 等^[12]先后对其进行了试验研究,结果发现此结构能显著降低气流的切向动量缓解压降损失,且旋转盘腔内气流压降随流量的增加成“S 型”曲线分布。Dimitrie 等^[9]、陈阳春等^[13]对其流动特性进

行了数值模拟,验证了试验中所发现“S 型”非单调性流动的现象,还发现此现象易造成极限工作状态下的瞬态滞后效应,甚至引起发动机的失效。

考虑到反旋进气孔式减涡器流动非单调性的问题,研究学者提出了管式减涡器。管式减涡器通过在压气机旋转盘中间安装一系列径向减涡管,引导气流的径向流动,使旋转盘腔内气流由自由涡变为强制涡,进而减小沿程压降^[13-14]。针对管式减涡器, Andre 等^[15]利用试验的方法,研究了管式减涡器的流动特性,结果表明管式减涡器能显著减小自由涡区域,具有比反旋进气孔式减涡器更好的减阻效果。Dimitrie 等^[9]、Dleter 等^[16]利用数值模拟对其流动特性进行了分析,结果发现管式引气结构的旋转盘腔内压降随无量纲入口质量流量的增加而单调增大,提高了发动机工作过程中的稳定性。单文娟^[17]和赵秋月等^[14]通过数值模拟的方法验证了上文中提到的管式减涡器流动特性,并明确了减涡管几何尺寸对流动的影响, Chen 等^[18]、Liang 等^[19]研究了管长度对旋转腔内压力损失的影响,研究结果表明,管长是一个重要的影响参数,最佳管长的值与工作条件有关。Dimitrie 等^[9]指出由于减涡管自身长度等原因易形成引气结构的震动, Pfitzner 等^[11]在试验研究时,还指出减涡管存在质量、安装等问题。

综合以上研究发现,传统减涡器均可较为有效的改善盘腔内的流动特性,但管式减涡器存在增重、震动大及安装困难等问题,反旋进气孔式减涡器内部流动由于呈现非单调性变化而易出现滞后现象。本文结合管式和反旋进气孔式减涡器的优点,提出一种将两者结合的混合式减涡器引气结构。该结构可有效增强气流在旋转盘腔内的稳定性,并避免减涡管过长导致的震动问题,有利于降低旋转盘腔内的压降,这对于改善压气机引气性能具有重要意义。

1 计算模型

图 1(a)所示为一种典型的径向引气结构^[20],气体从某一级压气机的鼓筒引气孔流入旋转盘腔,随后从压气机盘与轴之间形成的流路流向涡轮等高温部件,并对其进行冷却。图 1(b)所示为本文所研究的混合式引气结构物理模型示意图,该模型结构主要由反旋进气孔、旋转盘腔、减涡管 3 部分组成,在物理模型基础上进行简化,根据结构和流场分布的周期性选取旋转盘腔的 1/20

部分,建立绕 y 轴进行旋转的三维计算域模型。本文重点研究旋转盘腔内气流的流动特性,不考虑入口前流动状态的影响,因此将鼓筒进气孔前真实流域简化为一个可以提供稳定压力气源的集气腔,计算域的三维模型如图 2 所示,除标记的集气腔静止壁面外,径向的周期壁面、进气孔壁面、减涡管壁面及其他壁面均为旋转壁面。图 3 为计算域二维中心截面尺寸示意图, $Surf-x$ 、 $Surf-y$ 为旋转径向周期面及旋转轴向中心面,其中,旋转盘腔最大半径 $R_b=217\text{ mm}$,鼓筒上均匀分布 20 个与旋转盘腔径向成 $\theta=60^\circ$ 的反旋进气孔,进气孔直径 $D_h=15.06\text{ mm}$;旋转盘腔中心径向位置处安装管长为 74.5 mm 的减涡管,减涡管内径 $D_m=11.7\text{ mm}$,外径 $D_{out}=13.7\text{ mm}$ 。其他尺寸均采用 R_b 进行无量纲处理,如表 1 所示,例: $\tilde{R}_a=R_a/R_b$ 。为了进一步明确混合式减涡器改善流动的特性,本文还对比研究了简单旋转盘腔、反旋进气孔式减涡器及管式减涡器,其内部减涡管、反旋进气孔的几何尺寸与混合式减涡器方案相同,具体三维模型如图 4 所示。

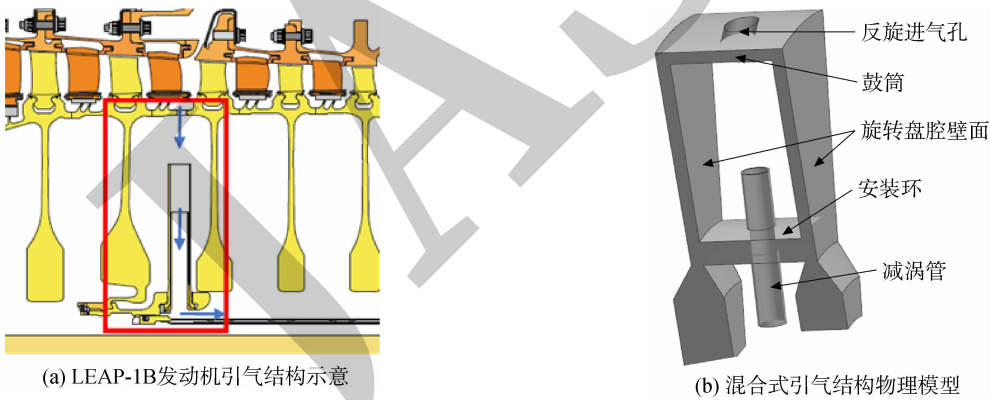


图 1 引气结构及物理模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of bleed air structure and physical model

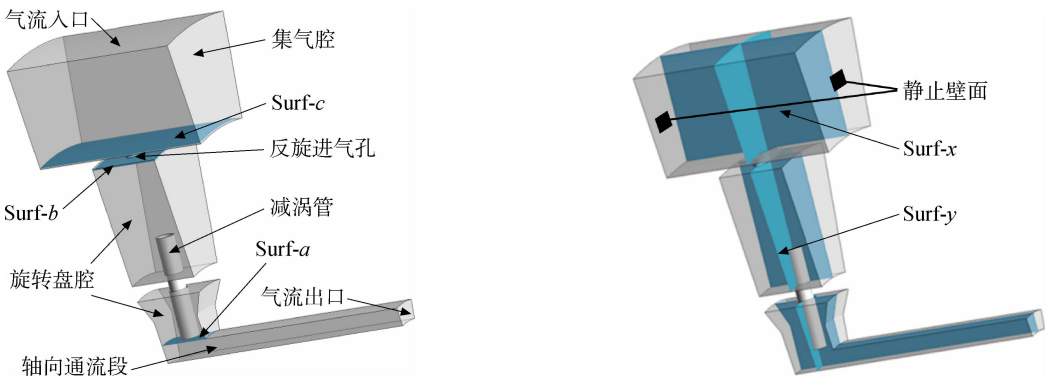


图 2 混合式减涡器三维模型示意图

Fig. 2 Three-dimensional model schematic diagram of hybrid vortex reducer

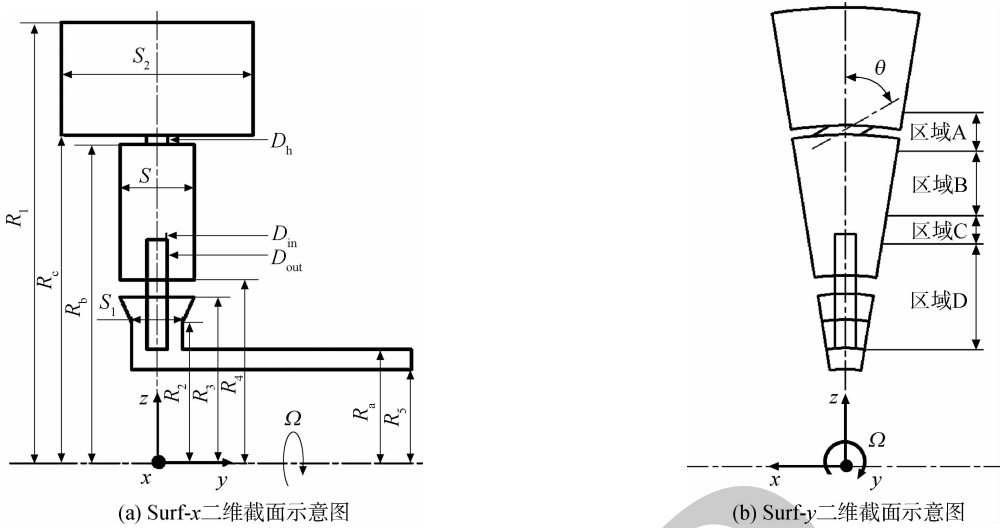


图 3 混合式减涡器二维截面尺寸示意图

Fig. 3 Two-dimensional cross section size schematic diagram of hybrid vortex reducer

表 1 混合式减涡器无量纲尺寸

Table 1 Non-dimensional size of the hybrid vortex reducer

几何参数	数值	几何参数	数值	几何参数	数值	几何参数	数值
$\tilde{R}_a$	0.357	$\tilde{R}_1$	1.382	$\tilde{R}_4$	0.576	$\tilde{S}_1$	0.162
$\tilde{R}_b$	1	$\tilde{R}_2$	0.442	$\tilde{R}_5$	0.294	$\tilde{S}_2$	0.599
$\tilde{R}_c$	1.028	$\tilde{R}_3$	0.521	$\tilde{S}$	0.231	$\tilde{L}_1$	0.878

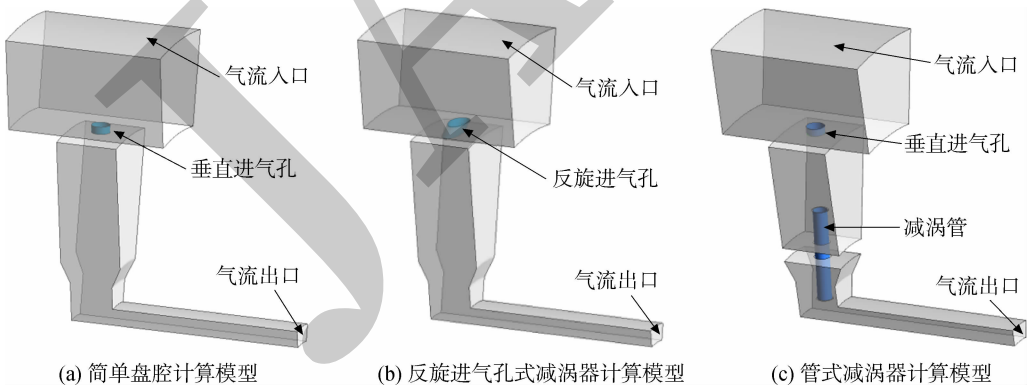


图 4 三维盘腔计算模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of three-dimensional cavity computational model

2 数值计算方法

2.1 边界设置

本文采用商业 CFD 软件 Fluent 完成旋转盘腔内部流动的数值研究工作。在数值模拟中,计算域为旋转体,集气腔上的静止壁面设置为绝对静止,其他壁面均绕 y 轴旋转,流动工质为理想气体,设置垂直质量流量入口,压力出口,气流旋转速度与盘腔转速一致。由于不同减涡方案中旋

转盘腔内的流动特性为主要研究对象,不考虑盘腔壁面换热,因此所有壁面设置为绝热。选用独立隐式求解器、scalable wall function 壁面函数以及 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equation) 算法进行基于压力的 2 阶迎风差分格式求解,收敛判据为残差低于 10^{-6} 。

以文献[21]内的相似准则为参照,选取湍流参数 λ_i 、反旋进气孔出口位置处旋流数 β_0 作为相似准则,设定数值模拟时的进出口温度为 293 K,

将发动机真实工况相似处理为数值模拟的计算工况,以准确探究混合式减涡器的流动特性。因此,设计了 9 种质量流量进口边界和 5 种转速,以对应不同工况,表 2 给出了无量纲质量流量 C_w 及旋转雷诺数 Re_ϕ 的具体条件设置,计算公式如式(1)、式(2)所示,对应入口质量流量范围为 0.002~0.3 kg/s,转速范围为 1000~5000 r/min。

$$C_w = \frac{\dot{m}}{\mu R_b}$$

(1)

$$Re_\phi = \frac{\Omega R_b^2}{\nu}$$

(2)

其中 $\dot{m}$ 为入口质量流量(kg/s); μ 为动力黏度(Pa·s); Ω 为盘腔转动角速度(rad/s), ν 为运动黏度(m²/s)。

表 2 工况设置

Table 2 Operating conditions setting

参数	数值
$C_w/10^3$	0.51,2.53,7.6,10.63,12.66, 20.26,35.45,43.04,75.96
Re_ϕ	3.52,7.04,10.57,14.09,17.61

2.2 数值方法验证

湍流模型是影响数值模拟精度的主要因素之一,因此本小节针对引气结构内部流动的数值模拟进行了湍流模型的选择工作。文献[18]通过试验和数值计算的对比,发现两方程 $k-\epsilon$ 湍流模型能够较好地模拟旋转盘腔内部流动。文献[22]则表明在有强流线弯曲、旋涡和流动分离的流动过程中,realizable $k-\epsilon$ 模型较其他两方程 $k-\epsilon$ 模型具有更高的计算精度。针对研究对象的旋转特性,初步选定 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型进行数值模拟工作。

本文选取文献[23]中的旋转盘腔试验模型为研究对象,建立 1:1 的流体域几何模型进行计算分析。图 5 示出了数值模拟结果和试验数据的对比,其中横坐标 x_r 表示旋转模型内的无量纲径向位置,纵坐标 β 表示当地旋流数。可以看出,该湍流模型的计算结果与试验结果吻合较好,最大相对偏差为 6.43%,认为计算精度满足要求,因此选择 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型用于后续の数値研究。

2.3 网格无关性分析

采用网格划分软件 ICEM 为混合式减涡器和传统减涡器的引气结构计算域划分非结构化网

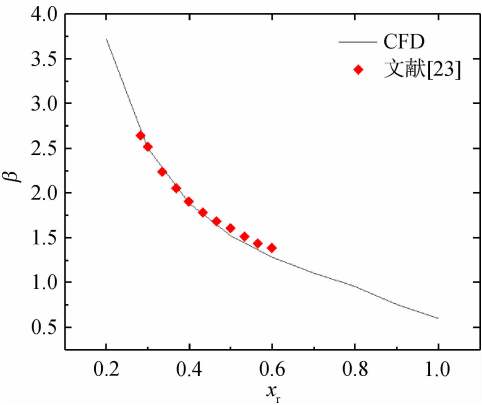


图 5 文献[23]试验数据与仿真数据对比

Fig. 5 Comparison of experimental data from Ref. [23] and simulation data

格,如图 6 所示。为了保证模拟精度和提高计算速度,设置第 1 层网格高度为 0.1 mm,增长率为 1.2,以满足湍流模型的使用要求,同时网格单元最大尺寸为 4 mm。考虑到旋转盘腔壁面、减涡管以及反旋进气孔附近的流动复杂性,对这些区域内的网格分别以 1.5 mm、0.5 mm 的最大尺寸进行边界层加密。数值计算结果显示 y^+ 值在 15 左右,说明网格的第一层节点距壁面的无量纲距离已满足 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型及 scalable wall function 壁面函数的要求。

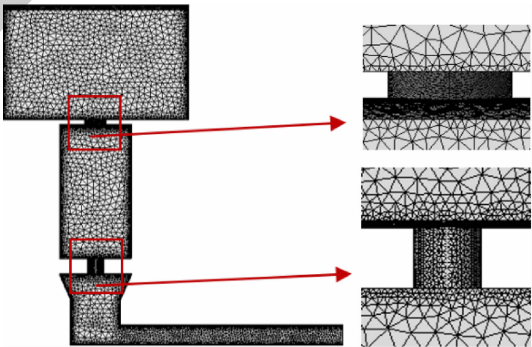


图 6 混合式减涡器网格及局部示意图

Fig. 6 Grid and local schematic diagram of hybrid vortex reducer

网格数量是影响数值计算精度的另一重要因素,有必要开展网格无关性验证工作。通过等比例缩放网格最大尺寸,得到 10 万~400 万的 6 种网格方案,对应的计算域总压降系数 C_{pc} 如图 7 所示。可以看出,当网格数量达到 188 万时,总压降系数已趋向稳定,网格数量的继续增加对该数值影响很小。因此选择 188 万网格方案的设置用于多种旋转盘腔流体域的网格划分,此时计算域中最大的 y^+ 为 20,近壁面区域的 y^+ 一般在 10

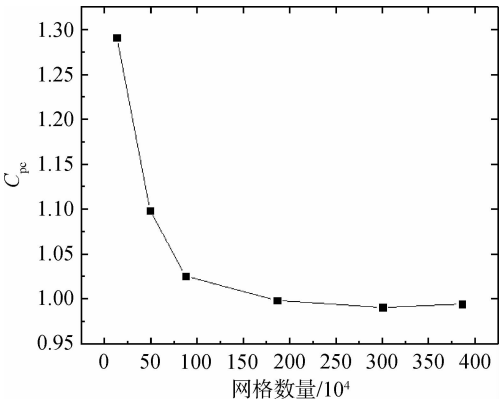


图 7 总压降系数变化曲线

Fig. 7 Variation curve of total pressure drop coefficient
左右。

3 结果和讨论

3.1 内部流场分布

本节首先以计算域进口质量流量为 0.042 kg/s、盘腔转速为 2000 r/min 的工况作为典型工况,对不同引气结构的流动特性进行详细分析。图 8 展示了典型工况下简单盘腔和 3 种减涡引气

结构内部横截面上的流线分布,图 8(a)~图 8(d)分别为简单盘腔、反旋进气孔式、管式、混合式减涡器,其中色标值所示为气流的当地相对切向速度,由蓝至红,气流的相对切向速度逐渐升高。

从图 8 中可以看出,气流在集气腔内具有相同的切向速度。在有反旋进气孔的减涡结构(图 8(b)、图 8(d))中,由于进气孔具有一定的角度,因此气流可以平滑进入反旋进气孔,且流出时具有与盘腔旋转方向相反的相对切向速度;在有垂直进气孔的引气结构(图 8(a)、图 8(c))中,气流垂直进入旋转盘腔,具有与盘腔转速相同的绝对速度。气流进入旋转盘腔后自由发展,区域 I、II、III、V 的运动特征类似自由涡,根据角动量守恒,气流绝对切向速度沿半径减小的方向逐渐增大,受到离散的孔式进气方式和离心力、科氏力的综合影响,气流在旋转盘腔内加速或偏转,造成压降损失。在安装有减涡管的旋转盘腔区域 IV、VI 中,小直径、大长度的减涡管能够较好地引导气流沿径向流动,同时限制了其切向发展,使得气流具有相对稳定的径向速度和切向速度。而在图 8(a)、图 8(b)所示的未安装减涡管同等径向位置

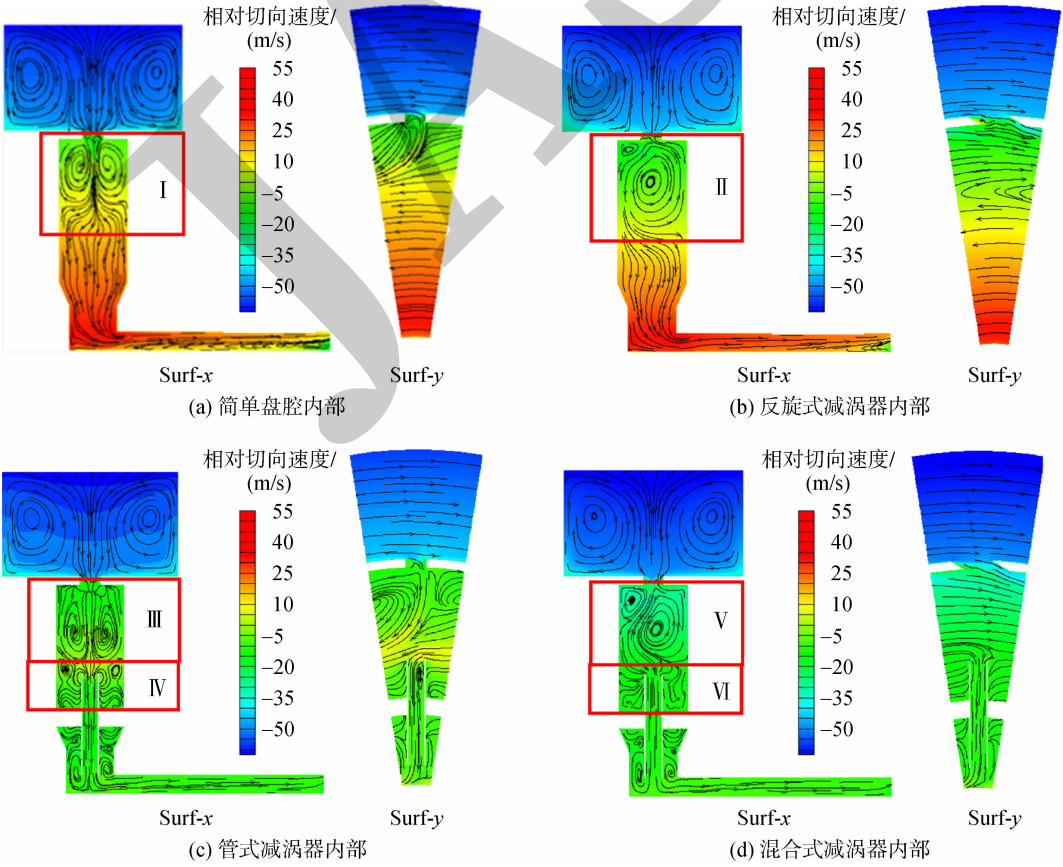


图 8 4 种旋转盘腔截面流线图

Fig. 8 Streamline diagram of four rotating disc cavities

处,气流在旋转盘腔内继续自由发展,相对切向速度始终呈现增大趋势。

在 4 种径向引气结构内,旋转造成的压降系数 C_p 与当地旋流数 β 关系如式(3)所示,分析可知,当地旋流数越大,压降系数也越大。为综合分析 4 种引气机构内部的整体流动特性,图 9 给出在典型工况下 4 种引气结构沿径向分布的当地旋流数,其中计算模型中区域 A、B、C、D 所在位置如图 3 所示,冷却气流沿无量纲径向位置 x_r 逐渐较小的方向流动,下面将进行详细分析。

$$C_p = 2 \int_{R_a}^{\tilde{R}} x_r \beta^2 dx_r \tag{3}$$

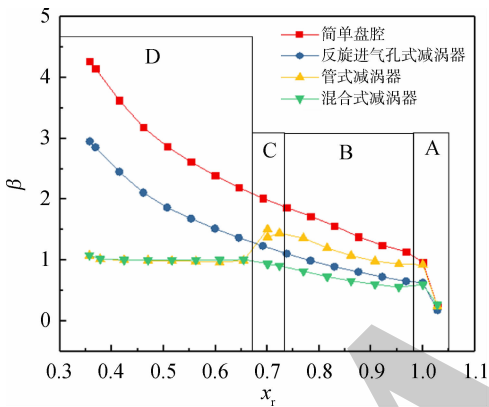


图 9 4 种旋转盘腔各径向位置处旋流数变化曲线
Fig. 9 Swirling number variation curve in radial position of four rotating disc cavities

由图 9 可知,气流从集气腔进入进气孔前,即 $x_r > 1.028$ 时,4 种引气结构内部流动特性一致,气流具有相同的当地旋流数 β 。在区域 A 中,气流流经进气孔,反旋进气孔相较于垂直进气孔可使气流具有更小的正切向速度,使得旋流数增幅明显较小。在区域 B 中,4 种旋转盘腔内气流的绝对切向速度均不断增大,导致旋流数上升。在减涡管入口处的区域 C 中,气流受到减涡管的强制引导作用,绝对切向速度与盘腔转速一致,旋流数迅速变为 1。管式减涡器的当地旋流数在区域 B 内已大于 1,此区域内剧烈下降至 1 左右;而混合式减涡器在区域 B 内受到反旋进气孔的作用,旋流数小于 1,此区域内流动变化很小,旋流数缓慢上升至 1。在进入管后的区域 D 中,混合式和管式旋转盘腔由于减涡管的引导作用,旋流数几乎恒定为 1,而未安装减涡管的简单盘腔和反旋进气孔式盘腔在区域 D 气流自由发展,旋流数仍然不断增大。因此,混合式减涡器中反旋进气孔和减涡管有效抑制了气流切向速度的增大,是当

地旋流数不超过 1 的主要原因。

3.2 内部压力分布

为进一步分析引气结构内部压力的变化趋势,图 10 给出 4 种引气结构径向位置静压分布。其中,色标数值均为静压,图 10(a)~图 10(d)分别为简单盘腔、反旋进气孔式、管式及混合式减涡器的径向静压云图。

从图 10 中可以看出,引气结构内气流静压沿径向呈现出不断减小的趋势,且轴向静压分布基本一致。安装减涡器可有效降低旋转盘腔内总压降,其中以混合式减涡器减阻效果最为明显。在进气孔处,受孔壁面影响,气流静压周向分布不均匀,气流经反旋进气孔后静压略有下降,而在垂直进气孔附近静压下降明显。在旋转盘腔内,气流受到离心力、科氏力等阻碍作用,流动困难,静压迅速下降。在减涡管入口处,气流流通截面迅速减小,产生很大的压力损失,进入减涡管后,气流沿径向压力稳定下降。

引气结构径向压降主要分为气体流经进气孔及减涡管管口时的局部损失、旋转盘腔内部及减涡管内部受旋转影响所产生的旋转损失。图 11 为 4 种引气结构在典型工况下,各径向位置 x_r 处压降系数 C_p 的变化曲线图。由图可知,简单盘腔由于进气孔的损失及盘腔的旋转损失,具有最大的总压降系数;反旋进气孔式减涡器在区域 A 由于反旋进气孔的存在,过孔损失减小,气流在旋转盘腔内压力下降趋势稳定,相较于简单盘腔可减少 62.5% 的压降损失。管式减涡器相较于简单盘腔可减少 60.5% 的压降损失,在过孔时压力损失非常明显,在旋转盘腔内压降系数变化较为平缓,但在进管前后的区域 C 中压降系数变化剧烈,主要是受到减涡管的强制引流作用产生旋涡,存在较大的进管损失,且易引起震动。

图 11 表明,混合式引气结构相较于其他引气机构具有最小的压降系数,且相较于简单盘腔可减少 80.4% 的压降损失。在区域 A 中,混合式减涡器由于反旋进气孔的存在,进孔损失较小,在旋转盘腔内压降系数均平稳下降,内部流动状态较为稳定,在区域 C 中的进管损失较小。这说明混合式减涡器在典型工况下对减小气流压降损失具有突出的性能。

下面将分别就过孔损失和进管损失进行详细分析。图 12 给出了 surf-x、surf-y 两个截面上的局部流线。从图 12(a)中可以看出,气流在进入垂直进气孔时受到高速旋转的影响,气流相对于

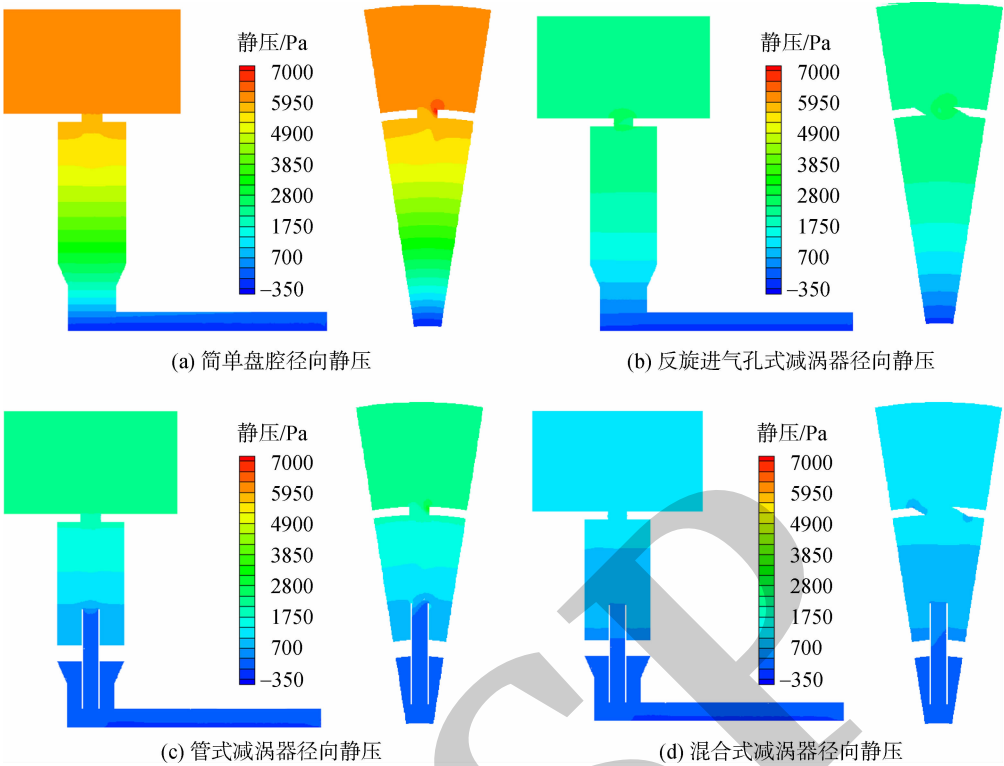


图 10 典型工况下 4 种旋转盘腔静压云图

Fig. 10 Counters of static pressure of four rotating disc cavities under typical condition

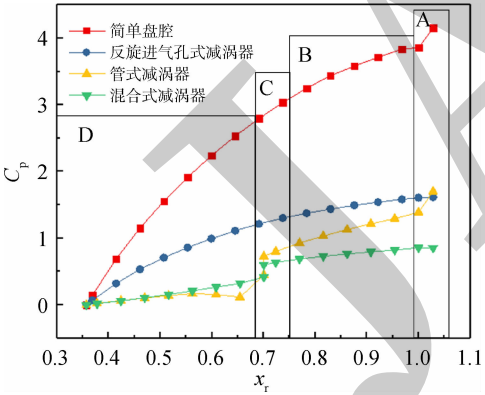


图 11 径向位置处压降系数变化曲线

Fig. 11 Variation curve of pressure drop coefficient in radial position

孔口具有较大的相对速度及入射角,致使小孔内产生较强的流动分离,缩小了进气孔内气流的流通截面积,阻碍气流进入旋转盘腔,因此产生较大的过孔压降。而图 12(b)中,气流在进入倾斜反旋进气孔时,入射角较直孔偏小,流动分离较弱,气流从而可以更加顺畅的进入旋转盘腔,过孔压力损失较小。

气流在减涡管入口处由旋转盘腔进入减涡管,流通面积突然减小,流线收缩,气流径向速度上升造成部分压降并产生局部压力损失。图 12

(c)中,管式减涡器在减涡管进口段流动变化剧烈出现流动分离,减涡管内产生涡流,易引起减涡管的震动,同时涡流又进一步减小了入管处的流通面积,造成较大的局部损失。而图 12(d)中,气流在进管前当地旋流数已接近于 1,进口段无流动分离现象,具有最大的流通面积,气流可顺畅地进入减涡管,有效规避了减涡管震动的发生,同时大大减小了进管时的局部损失。

3.3 质量流量对压降特性的影响

当旋转雷诺数 Re_ϕ 为 7.04×10^5 时,旋转盘腔内部总压降随无量纲入口质量流量 C_w 的变化曲线如图 13 所示。可以看出,混合式减涡器和传统减涡器均可有效降低压降,当处于低质量流量时,混合式减涡器相较于简单盘腔和传统减涡器具有明显优势。

管式减涡器引气结构总压降随无量纲质量流量的增加而逐渐上升。由于减涡管足够长,可将减涡管上端近似看做处于旋转盘腔的源区,当减涡管面积恒定时,质量流量越大,局部损失就越大,甚至占据盘腔内压力损失的主要部分,从而使得计算模型的整体压降迅速增大。

反旋进气孔式减涡器引气结构总压降随无量纲质量流量的增加呈现“S 型”曲线变化,是源-核

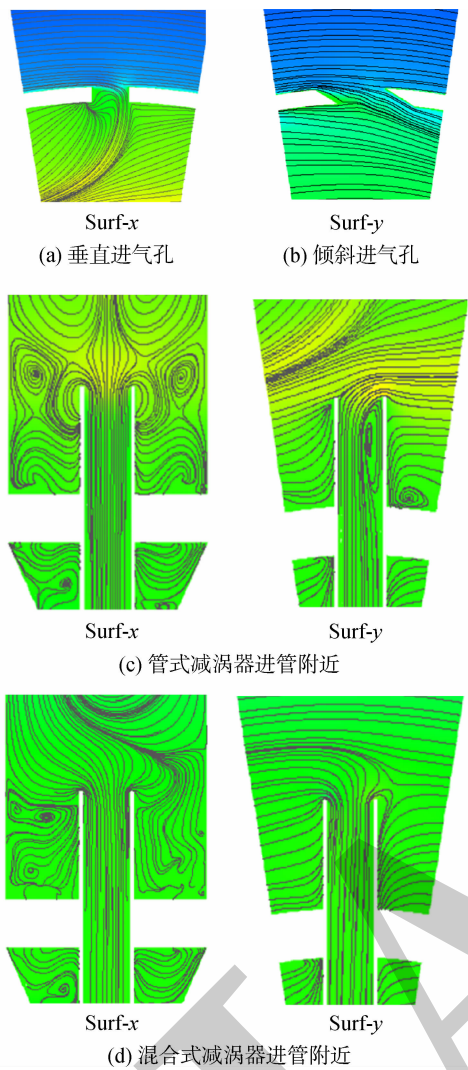


图 12 局部流线图
Fig. 12 Local streamline diagram

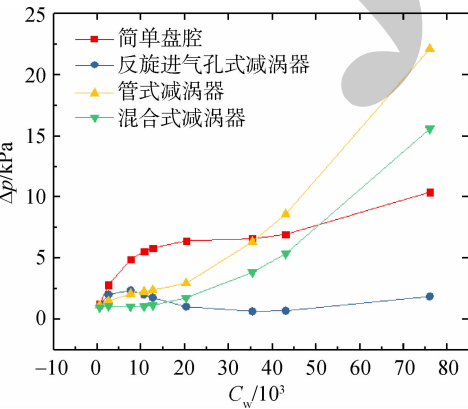


图 13 4 种引气机构总压降随无量纲质量流量变化曲线

Fig. 13 Variation curve of total pressure drop with dimensionless mass flow of four bleed air structures

区交界处移动和气流旋流数综合作用的结果,主要体现在反旋进气孔效应和旋转效应上^[24]。当处于低质量流量范围内,压降随着质量流量的增加而上升,旋转效应是影响盘腔内流动结构的主要因素。随着质量流量的上升,反旋进气孔效应得到进一步增强,进气效应和旋转效应两者作用结果相互抵消;当入口质量流量继续上升,盘腔内压力损失主要受过孔损失的影响,质量流量会相应增加进气阻力,进而增加引气结构总压降。

混合式减涡器引气结构总压降随无量纲质量流量的增加呈现单调增加的规律。流量较低时,旋转损失占据主要地位,而后随着入口质量流量的增大,局部损失逐渐占据主导,反旋进气孔的过孔损失和进入减涡管时的进管损失都发生了明显的上升,因此总体压降呈现单调上升趋势。

3.4 转速对压降特性的影响

图 14 为 4 种引气结构在入口无量纲质量流量 $C_w=10.63\times10^3$ 时,不同旋转雷诺数 Re_ϕ 下总压降的变化曲线图。由图可知,4 种引气机构的总压降均随着旋转速度的增大而单调增长,且 3 种减涡器相较于简单盘腔均可明显降低总压降,其中混合式减涡器减阻性能最好,且转速越高,减阻效果越好。这是因为随着盘腔旋转速度的不断提高,当气流进入旋转盘腔后,受到进口段的黏性作用增强,气流具有更大的切向速度,同时离心力和科氏力对气流的阻碍作用也相应增强,导致盘腔内的主要损失为旋转损失。混合式减涡器可以有效的抑制盘腔内气流的切向速度,因此当旋转速度占据主要地位,混合式减涡器的减涡效果得到了最大的发挥空间。

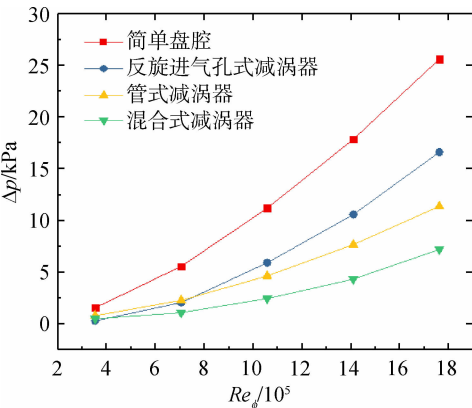


图 14 4 种引气结构总压降随旋转雷诺数变化曲线

Fig. 14 Variation curve of total pressure drop with rotating Reynolds number of four bleed air structures

3.5 湍流参数对压降特性的影响

图15为4种引气结构在发动机真实工况范围内,不同湍流参数 λ_t 下总压降系数 C_{pc} 的变化曲线图。从图中可以看出,在低入口质量流量、高旋转速度的工况下,混合式减涡器相较于简单盘腔、反旋进气孔式减涡器、管式减涡器能够明显降低计算模型总压降系数,具有明显优势的湍流参数 λ_t 的范围是 $0.1064 \sim 0.3245$,相比于简单盘腔和管式减涡器具有一定优势的湍流参数范围为 $0.3245 \sim 1.064$,真实发动机的湍流参数范围约为 $0.1 \sim 0.3$,在此工况范围内,混合式减涡器的减阻能力要远远好于简单盘腔及传统减涡器,具有最佳的减阻能力。

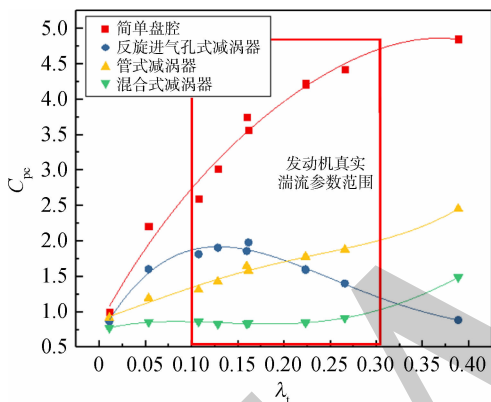


图15 4种引气结构总压降系数随湍流参数变化曲线
Fig. 15 Variation curve of total pressure drop coefficient with turbulent parameters of four bleed air structures

4 总结

本文采用相同的数值计算方法,对在典型工况下、不同转速工况下、不同入口质量流量工况下的混合式减涡器与其他传统减涡器进行了数值计算,对比分析了混合式减涡器的内部流动特性、减阻性能及最佳作用工况范围。得出的主要结论如下:

1) 混合式减涡器在发动机真实工况范围内,尤其是在低无量纲质量流量、高旋转雷诺数的运行工况下,相较于简单盘腔、反旋进气孔式、管式减涡器具有突出的减阻性能,具有明显优势的湍流参数 λ_t 范围是 $0.1064 \sim 0.3245$,具有一定优势的湍流参数 λ_t 范围为 $0.3245 \sim 1.064$ 。

2) 安装减涡管、反旋进气孔等均可通过降低气流旋转速度减少自由涡流动现象来减少盘腔内

的压降损失。在相同的真实发动机设计工况,即湍流参数 $\lambda_t = 0.223$ 时,相较于简单盘腔,反旋进气孔式减涡器及管式减涡器可分别减少62.5%、60.5%的压降损失,而混合式减涡器可降低80.4%。

3) 混合式减涡器内部总压降随无量纲质量流量及旋转雷诺数的增加均呈现出单调上升的趋势,内部流动比较稳定,且减涡管长度适中,可有效避免减涡管过长所引起的震动问题,具有比传统减涡器更大的工程适用性。

参考文献:

- [1] 秦敏,郭文.旋转盘腔流动与换热试验准则[J].燃气涡轮试验与研究,2014,27(2):34-36,53.
QIN Min, GUO Wen. Test criteria for flow and heat transfer in rotating disk cavity[J]. Gas Turbine Test and Research, 2014, 27(2): 34-36, 53. (in Chinese)
- [2] 林宏镇,汪火光,蒋章焰.高性能航空发动机传热技术[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [3] 赵斌,李绍斌,周盛,等.航空发动机空气系统气源引气的研究进展[J].航空工程进展,2012,3(4):476-485.
ZHAO Bin, LI Shaobin, ZHOU Sheng, et al. Research progress of air source air sequestration in aero engine air system[J]. Progress in Aeronautical Engineering, 2012, 3(4): 476-485. (in Chinese)
- [4] FIROUZIAN M, OWEN J M, PINCOMBE J R. Flow and heat transfer in a rotating cylindrical cavity with a radial inflow of fluid; Part 1 the flow structure[J]. Heat and Fluid Flow, 1985, 6(4): 228-234.
- [5] 邓舒情.压气机旋转盘腔流动与换热性能研究[D].北京:北京理工大学,2016.
DENG Shuqing. Research on flow and heat transfer performance of compressor rotating disk cavity[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [6] 吴丽军,陈潇,邓双国,等.减流阻特性计算分析[J].燃气轮机技术,2014,27(3):37-43.
WU Lijun, CHEN Xiao, DENG Shuangguo, et al. Calculation and analysis of flow resistance characteristics[J]. Gas Turbine Technology, 2014, 27(3): 37-43. (in Chinese)
- [7] DU Xiaozhi, ZHU Huiren, ZHANG Zongwei. Numerical study on varied vortex reducer configurations for the flow path optimization in compressor cavities[R]. ASME Paper GT2011-45975, 2011.
- [8] CHEW J W, FARTHING P R, OWEN J M. The use of fins to reduce the pressure drop in a rotating cavity with a radial inflow[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 349-356.
- [9] DIMITRIE N, PFITZNER M. Secondary air systems in aeroengines employing vortex reducers[R]. New Orleans, Louisiana, US: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea & Air, 2001.
- [10] FRIEDL W H, PEITSCH D, NEGULESCU D, et al. Im-

provement of high pressure turbine air systems by de-swirl nozzles[C]// Proceedings of the 22nd Computers and Information in Engineering Conference, Montreal, Canada; American Society of Mechanical Engineers, 2002; 331-336.

[11] PFITZNER M, WASCHKA W. Development of an aero-engine secondary air system employing vortex reducers[R]. Harrogate, UK; the 22nd International Council of Aeronautical Sciences (ICAS) Congress, 2000.

[12] FARTHING P R, CHEW J W, OWEN J M. The use of de-swirl nozzles to reduce the pressure drop in a rotating cavity with radial inflow[R]. ASME Paper 89-GT-184, 1989.

[13] 陈阳春, 王锁芳. 有去旋进气共转盘腔内流动换热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1746-1752.

CHEN Yangchun, WANG Suofang. Numerical simulation of flow and heat transfer in a rotating disk with de-rotating air intake[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1746-1752. (in Chinese)

[14] 赵秋月, 姜德仓, 郭文, 等. 旋转盘腔去旋系统数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(5): 43-48.

ZHAO Qiuyue, LOU Decang, GUO Wen, et al. Numerical simulation of rotating disk cavity derotation system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(5): 43-48. (in Chinese)

[15] ANDRE G, WIELAND U, ERWIN K, et al. Experimental analysis of varied vortex reducer configurations for the internal air system of jet engine gas turbines[R]. ASME Paper GT2008-50738, 2008.

[16] DLETER P, RELNHARD N. Numerical investigation of vortex reducer flows in the high compressor of modern aeroengine[R]. ASME Paper GT2002-30674, 2002.

[17] 单文娟. 发动机内/外部引气结构流动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

SHAN Wenjuan. Study on flow characteristics of internal/external bleed air structure of engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[18] CHEN X, FENG Y, WU L. The experiment/tal investigations of centripetal air bleed with tubed vortex reducer for secondary air system in gas turbine[R]. Düsseldorf, Germany; ASME Turbo Expo, 2014.

[19] LIANG Z, LUO X, FENG Y, et al. Experimental investigation of pressure losses in a co-rotating cavity with radial inflow employing tubed vortex reducers with varied nozzles[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2015, 66: 304-315.

[20] CFM International. LEAP-1B training manual[R]. [S. l.]: CFM International, 2017.

[21] FARTHING P R, OWEN J M. De-swirled radial inflow in a ro-tating cavity[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1991, 12(1): 63-70.

[22] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[R]. Reno, NV; the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000.

[23] FIROUZIAN M, OWEN J M, PINCOMBE J R, et al. Flow and heat transfer in a rotating cavity with a radial inflow of fluid; Part II velocity, pressure and heat transfer measurements[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1986, 7(1): 21-27.

[24] 黄爱霞, 王锁芳. 反旋进气盘腔内流动与换热的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1684-1688.

HUANG Aixia, WANG Suofang. Numerical simulation of flow and heat transfer in a de-swirled intake disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1684-1688. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)