

整体涡对跨声速单转子性能和稳定性影响

屠宝锋^{1,2}, 胡 骏^{1,2}, 张 凯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. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为研究整体涡影响轴流压气机性能和稳定性的机理,设计了一种叶片式旋流发生器,并对旋流发生器和跨声速单转子进行了联合数值模拟研究.计算结果表明:反向整体涡导致堵塞点流量、进口攻角和总压比增加,效率和稳定工作范围降低;同向整体涡导致堵塞点流量、进口攻角、总压比和稳定工作范围减小,效率增加;反向整体涡导致 50% 叶高以上吸力面附面层分离以及叶尖泄漏流堵塞加剧是压气机失稳的主要原因.

关 键 词: 压气机; 跨声速; 整体涡; 旋转发生器; 稳定性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of bulk swirl on performance and stability of transonic single rotor

TU Bao-feng^{1,2}, HU Jun^{1,2}, ZHANG Kai¹

(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. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the effect of bulk swirl on performance and stability of axial compressor, blade swirl generator was designed and numerically simulated with a transonic single rotor. The results showed that counter-rotating bulk swirl caused significant drop in coefficient and stall margin and increase in choke mass flow, angle of attack and total pressure ratio. Co-rotating bulk swirl led to decrease of choke mass flow, attack angle, total pressure ratio and stable operating range, and increase of coefficient. Co-rotating bulk swirl caused suction surface boundary layer separation beyond 50% blade span, and more serious tip leakage blocking, contributing a lot to unstable compressor.

Key words: compressor; transonic; bulk swirl; swirl generator; stability

由于 S 形进气道的采用,在发动机进口会形成旋流^[1-6],根据旋流结构的不同可分 3 种^[7-9]:整体涡、对涡和局部涡.旋流对压气机的性能和稳定性均有很大的影响. Sheoran 等^[10]的研究表明整体涡对压气机的影响最大,对涡和局部涡的影响相对较小.

根据旋流的方向和压气机转子旋转方向的关系,整体涡分为同向整体涡和反向整体涡,反向整

体涡表示旋流的旋转方向和压气机转子的转向相反,同向涡则转向相同.反向涡导致流量、总压比、压气机进口攻角和稳定工作范围增加,效率减小.同向整体涡导致流量、总压比、压气机进口攻角减小,对效率的影响没有定论,有些压气机效率提高^[11],有些压气机效率的变化还与转速有关,在设计转速附近效率不变,在中低转速效率降低,对稳定工作范围的影响也不一定.

收稿日期:2014-12-04

基金项目:航空基金(2015ZB52018);中央高校基本科研业务费专项资金(NS2014021)

作者简介:屠宝锋(1981—),男,浙江嵊州人,讲师,博士,主要从事叶轮机械气动稳定性及非定常流研究.

虽然 Sheoran 和 Castaneda 均给出了整体涡旋流对压气机特性的影响,但是并没有进行详细的解释及流场细节的描述。

国内主要开展旋流发生器设计及 S 形进气道旋流的模拟、抑制。彭成一等^[12-13]发展了一种叶片式旋流发生器。姜健等^[14-16]设计了可调叶片式旋流发生器,切向角可达 28° 。李大伟等^[17]通过在进气道安装小型导流叶片降低了 S 形进气道的畸变指数。刘雷等^[18]采用吹吸气的方法实现了 S 形进气道出口流场的改善。

本文以跨声速单转子 Rotor 37 为研究对象,采用三维整环全通道的方法,分析整体涡影响压气机性能和稳定性的机理。

1 计算模型和计算方法

叶片式旋流发生器距 Rotor 37 转子上游约 2 倍外径,如图 1 所示。旋流发生器的叶片弯角 θ 为 20° ,几何入口角等于 0° ,采用不同弯角的叶片能够产生方向和强度都不同的整体涡。

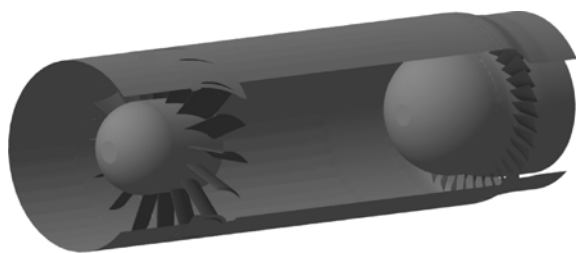


图 1 计算模型

Fig. 1 Sketch of computation model

采用 O 型和 H 型两种结构化网格,网格量为 1 983 万。采用 NUMECA 软件,使用 Jameson 有限体积差分格式并结合 S-A 湍流模型对三维雷诺平均的 N-S 方程求解,采用显式 4 阶龙格-库塔时间推进法,转静子交接面选择冻结转子法。为了提高计算速度,运用了多重网格法、局部时间步长、残差光顺、CPU booster 等可以加快收敛速度的方法。进口给定总温为 288.15 K、总压为 101 325 Pa 和轴向进气的边界条件,出口调节平均静压来改变工作点流量。采用绝热无滑移固壁边界条件,固壁首层网格厚度为 $(3\sim6)\times 10^{-6}$ m。

图 2 分别给出了叶片弯角为 40° 时旋流发生器下游 1 倍外径处旋流结构,可知在进气管道产生了单涡,涡心位于圆心。由于压气机转子沿逆时针方向旋转(从进口看),因此图中所示为反向涡。整体涡强度用 $\bar{\tau}_{87}$ 表示,该值等于 0.87R 处的平均

切向气流角 ($\bar{\tau}_{87} = \arctan(V_t/V_z)$,即平均切向分速和轴向分速比值的反正切),并定义切向分速与压气机旋转方向相反(沿顺时针旋转)时为正。随着旋流发生器叶片弯角增大,整体涡强度逐渐增加,流量大小对整体涡强度基本没有影响(图 3)。

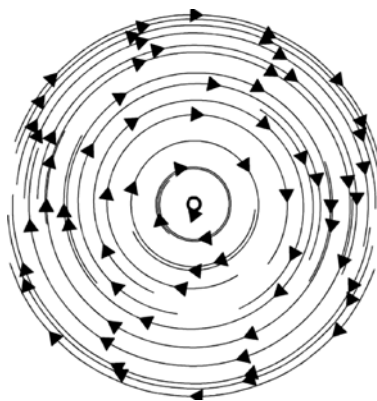


图 2 整体涡结构示意图

Fig. 2 Configuration of bulk swirl

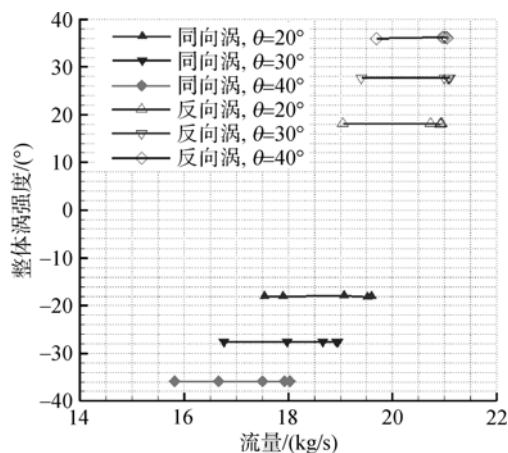


图 3 整体涡强度随流量的变化情况

Fig. 3 Strength of bulk swirl vs. mass flow

2 计算结果分析

首先进行了均匀进气条件下的计算,获得了 100% 和 90% 设计转速 n_d 时的压气机特性,并与试验结果进行了对比,如图 4 所示,计算和试验符合很好,表明计算方法合理。总压比基本重合,效率有一定差异,峰值效率相差 1.9%。稳定边界点流量差别较大,计算比试验低 6.3%,造成这一现象的原因可能是试验时转子的特性是在单级环境下测量的,孤立转子和单级的稳定工作范围会有区别。

该跨声速压气机在来流均匀时为轴向进气,没有预旋,旋流发生器产生的整体涡导致压气机

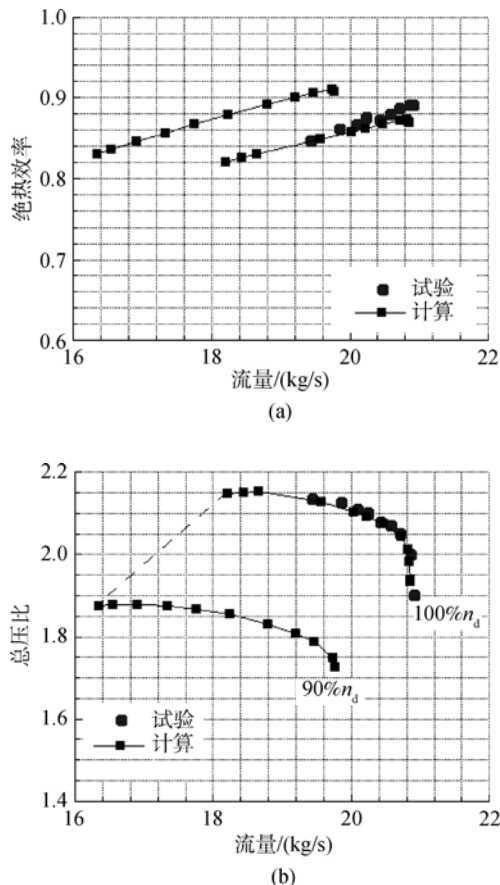


图4 均匀进气时计算和试验特性比较

Fig. 4 Characteristic of compressor

进口出现预旋,其中同向涡导致正预旋,反向涡导致负预旋.当压气机进口流量相同时,由于进口总压和总温不变,因此轴向速度相等,正预旋将导致进口攻角降低,进口相对马赫数减小,叶片负荷减小,增压比降低;负预旋则导致进口攻角增加,进口相对马赫数增加,增压比提高.整体涡强度越大,产生的切向气流角越大,对压气机特性的影响也更为显著,如图5所示.

压气机进口处于同向涡时,在旋流发生器叶片弯角分别等于 20° , 30° 和 40° 情况下,峰值效率

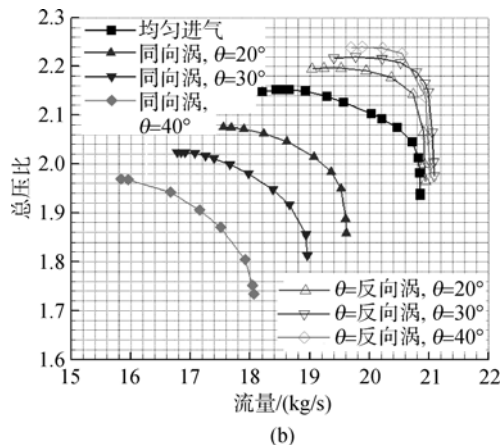
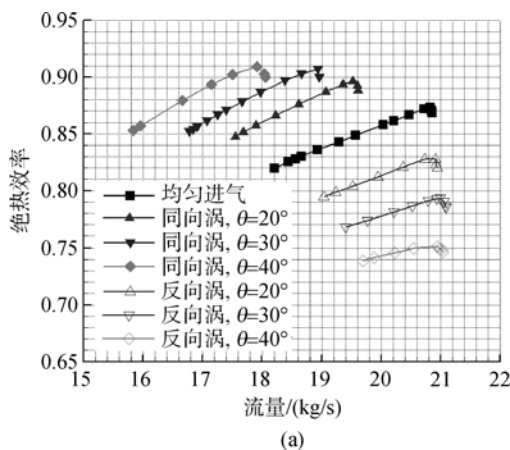


图5 整体涡旋流对压气机特性影响

Fig. 5 Effect of bulk swirl on compressor map

比均匀进气时分别提高 2.68%, 3.85% 和 4.1%, 堵塞点流量减小 5.94%, 9.1% 和 13.4%, 稳定工作范围(用堵塞点流量和稳定边界点流量之差表示)减小 21.97%, 17.33% 和 15.82%. 进口为反向涡时,在叶片弯角分别等于 20° , 30° 和 40° 情况下,峰值效率分别比均匀进气时降低 5.19%, 9.14% 和 13.91%, 堵塞点流量增加 0.43%, 1.14% 和 0.88%, 稳定工作范围减小 28.05%, 35.9% 和 49.19%.

从压气机稳定工作范围和峰值效率的角度看,反向涡对压气机的影响更大,但是反向涡对压气机总压比的影响弱于同向涡.反向涡强度的增加对总压比的提升较为有限,表明对于高速压气机,在设计转速情况下继续增大进口相对马赫数和攻角,两者对压气机增压能力的提升存在一定的抵消,造成总压比增加有限.

整体涡对压气机总压比-流量曲线的形状有较大的影响.当压气机进口处于反向涡时,总压比特性曲线在大流量区域变得更为陡峭,稳定边界点斜率大于零.而同向涡使得特性线在大流量区域变得平缓,小流量区域变得陡峭,且稳定边界点的斜率小于零.

图6给出了峰值效率点均匀进气、同向涡和反向涡(叶片弯角等于 40°)时效率和总压比的径向分布对比,可知,在同向涡影响下,20%叶高(h)以上效率均增大,5%~10%叶高之间效率反而有所降低,沿径向总压比均低于均匀进气情况.在反向涡影响下,5%叶高以上效率均降低,其中在5%~50%叶高范围内随着叶片高度的增加效率降低越显著,在50%~90%叶高范围效率降低的幅值最大,在接近叶尖端壁区域时效率降低的

幅值逐渐减小;在45%叶高以下总压比增加,但是45%以上总压比与均匀进气时基本一致。

造成同向涡总压比偏小的主要原因是同向涡降低了进口相对马赫数,其中15%叶高以下为亚声流,50%和90%叶高位置进口相对马赫数分别为1.24和1.33,激波强度弱,对吸力面附面层基本没有影响,如图7所示,激波损失和附面层损失降低,造成效率增加。

造成反向涡总压比在45%叶高以下偏大的原因主要是在反向涡的作用下,攻角增加明显(10%叶高位置攻角增加 3°),50%叶高以上攻角变化不明显(在切向分速沿径向基本相同的情况下,牵连速度越大,攻角的影响也就越弱),同时由于来流相对马赫数增大,激波导致的总压损失增加,因此在这些区域的总压比没有增加,有的甚至还略有减小。反向涡导致进口相对马赫数大幅增

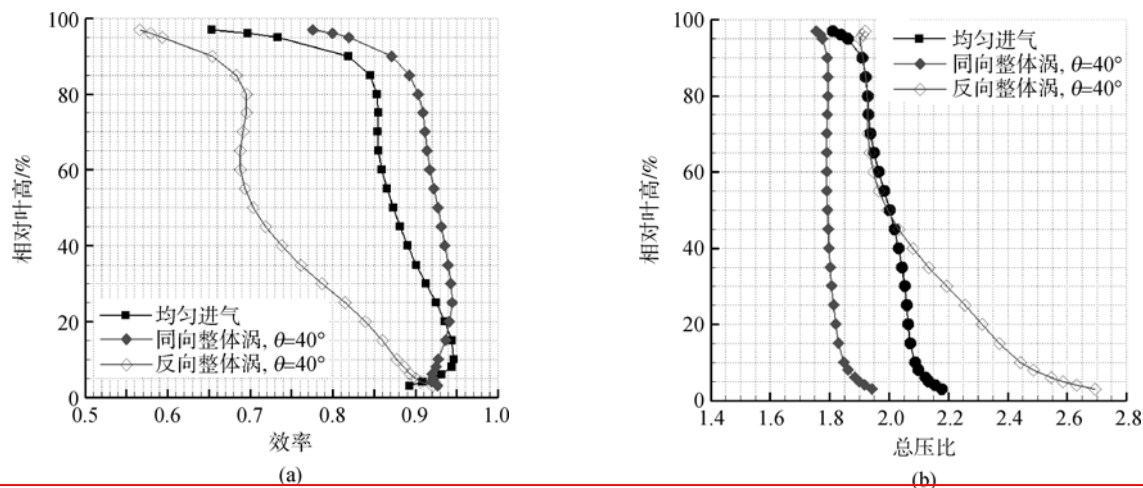
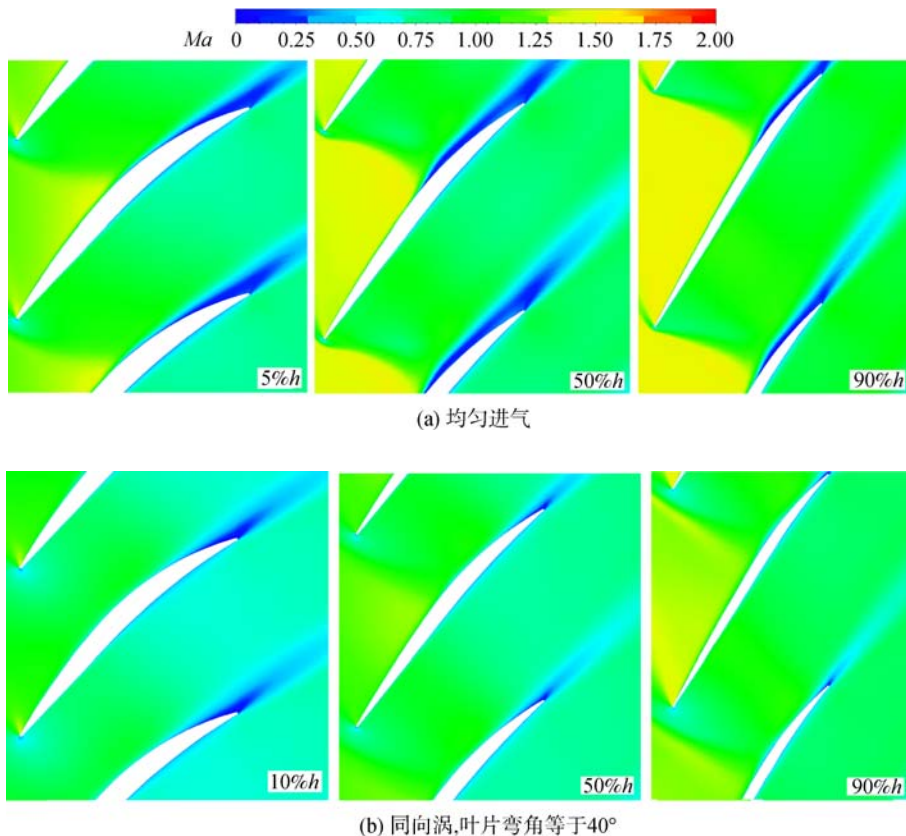


图6 峰值效率点效率和总压比径向分布比较

Fig. 6 Radial distribution of efficiency and total pressure ratio at maximum efficiency operation point



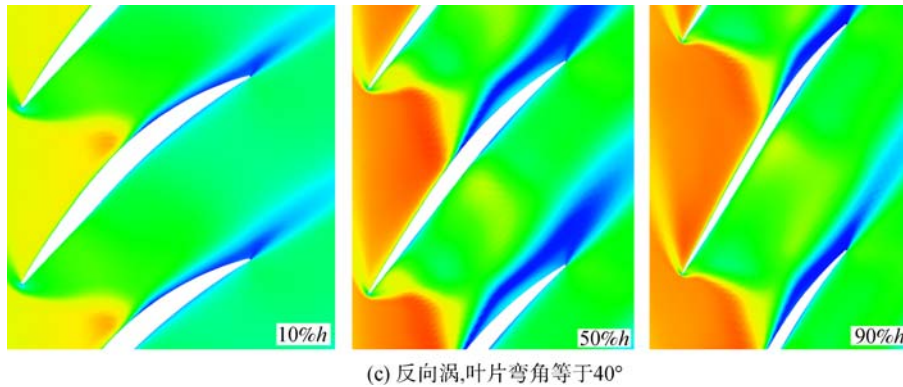


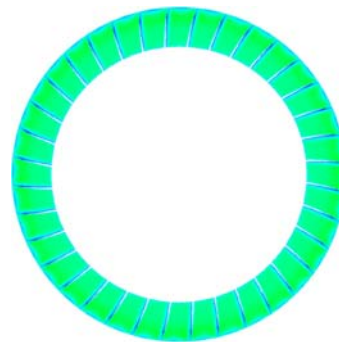
图7 峰值效率点不同叶高相对马赫数分布

Fig. 7 Distribution of relative Mach number on different spanwise positions at maximum efficiency operation point

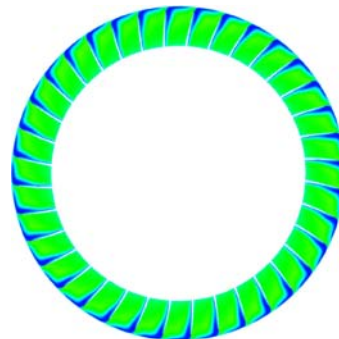
加,均匀进气时 10%, 50% 和 90% 叶高进口相对马赫数分别是 1.37, 1.5 和 1.49, 在反向涡作用下, 分别提高到了 1.68, 1.80 和 1.79, 导致激波损失加大, 同时激波强度增加还使得激波/附面层干涉程度加剧, 造成附面层损失增大, 在这两方面的作用下, 效率大幅减小。

旋流不仅会影响压气机的性能, 对于其稳定性也会有影响。图 8 给出了不同来流情况下稳定边界点转子出口截面相对马赫数分布, 可知整体涡对压气机失稳原因有影响。同向涡时失速是由叶尖泄漏流堵塞造成的, 吸力面附面层很薄、没有分离; 均匀进气时吸力面附面层较厚但也没有分离, 叶尖泄漏流造成较为严重的堵塞; 反向涡时 50% 叶高以上附面层分离明显, 叶尖泄漏流堵塞严重(图 9)。

由图 8 和图 9 可知, 整体涡旋流对压气机失稳的原因存在一定的影响, 其中同向涡没有影响, 但是反向涡的存在会改变失稳原因, 对于 Rotor 37 而言, 反向涡导致 50% 叶高以上吸力面附面层分离明显, 叶尖泄漏流堵塞严重, 这两个因素是造成压气机失速的主要原因。



(b) 同向涡

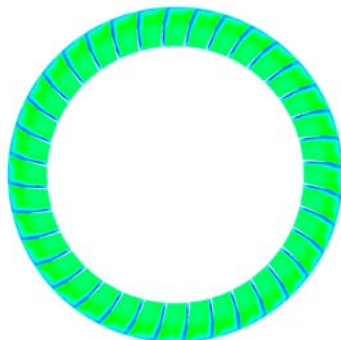


(c) 反向涡

图8 稳定边界点转子出口截面相对马赫数分布

Fig. 8 Distribution of relative Mach number at trailing position of rotor at stability boundary

Ma 0 0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6



(a) 均匀进气

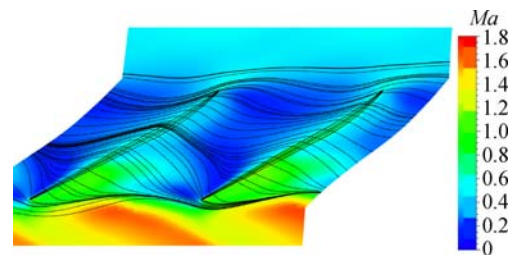


图9 反向涡影响下稳定边界叶尖相对马赫数和流线分布

Fig. 9 Distribution of relative Mach number and streamline at tip clearance with counter-rotating bulk swirl at stability boundary

3 结 论

本文研究表明:

1) 旋流发生器的叶片弯角越大,所产生的整体涡强度越大.

2) 反向整体涡导致堵塞点流量、总压比和进口攻角增加,效率大幅减低,稳定工作范围也有一定程度减小.以叶片弯角等于 40° 为例,与均匀进气时相比,堵塞点流量增加 0.88%,稳定边界点总压比提高 4.21%,峰值效率降低 13.91%,稳定工作范围减小 49.19%.

3) 同向整体涡导致堵塞点流量、总压比、压气机进口攻角减小、稳定工作流量范围减小,效率增加.以叶片弯角等于 40° 为例,与均匀进气时相比,堵塞点流量减小 13.4%,稳定边界点总压比降低 8.37%,峰值效率提高 4.1%,稳定工作范围减小 15.82%.

4) 整体涡对压气机总压比特性曲线的形状有较大的影响,当压气机进口处于反向涡时稳定边界点斜率大于零,同向涡时稳定边界点斜率小于零,反向涡导致 50%叶高以上吸力面附面层分离明显,叶尖泄漏流堵塞严重,这两个因素是造成压气机失速的主要原因.

参考文献:

- [1] Schmid N R, Leinhos D C, Fottner L. Steady performance measurements of a turbofan engine with inlet distortions containing co-and counter-rotating swirl from an intake diffuser for hypersonic flight[R]. ASME Paper, 2000-GT-0011, 2000.
- [2] Fottner L, Genssler H P, Meyer W. Development of intake swirl generators for turbo jet engine testing[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-CP-400, 1987.
- [3] 张晓飞, 姜健, 符小刚. S弯进气道旋流畸变数值模拟及特性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(3): 21-26.
ZHANG Xiaofei, JIANG Jian, FU Xiaogang. Numerical simulation and characteristic analysis of swirl distortion in S-duct inlet[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(3): 21-26. (in Chinese)
- [4] Rabe A C. Effectiveness of serpentine inlet duct flow control scheme at design and off-design simulated flight conditions[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [5] XIE Wengzhong, GUO Rongwei. A ventral diverterless high offset S-shaped inlet at transonic speeds[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 207-214.
- [6] Sullivan J P, Murthy S N B, Davis R, et al. S-shaped duct flows[R]. Office of Naval Research Contract, N-78-C-0710, 1982.
- [7] Cousins W T. History philosophy physics and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration[R]. ASME Paper, 2004-GT-54210, 2004.
- [8] Sheoran Y, Bouldin B. A versatile design of a controlled swirl distortion generator for testing gas turbine engines[R]. ASME Paper, GT2008-50657, 2008.
- [9] Sheoran Y, Bouldin B, Krishnan P M. Advancements in the design of an adaptable swirl distortion generator for testing gas turbine engines[R]. ASME Paper, GT2009-59146, 2009.
- [10] Sheoran Y, Bouldin B, Krishnan P M. Compressor performance and operability in swirl distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(4): 2453-2464.
- [11] Castaneda J, Mehdi A, Cugno D, et al. A preliminary numerical CFD analysis of transonic compressor rotors when subjected to inlet swirl distortion[R]. ASME Paper, GT2011-46560, 2011.
- [12] 彭成一, 林峰, 张堃元. 旋流模拟器研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(2): 22-26.
PENG Chengyi, LIN Feng, ZHANG Kunyuan. Design of swirl simulators[J]. Journal of Aerospace Power, 1986, 1(2): 22-26. (in Chinese)
- [13] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量[J]. 推进技术, 1994, 15(4): 8-13.
PENG Chengyi, MA Jiaju, YIN Junfei. Measurement of inlet swirl in flight[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(4): 8-13. (in Chinese)
- [14] 姜健, 屈霖云, 史建邦. 进气道旋流发生器的设计与数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 43-46.
JIANG Jian, QU Jiyun, SHI Jianbang. Design and numerical calculation of vane type swirl generator[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1): 43-46. (in Chinese)
- [15] 邓小宝, 姜健, 屈霖云, 等. 进气道旋流模拟及测量的风动试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(4): 51-56.
DENG Xiaobao, JIANG Jian, QU Jiyun. Research on simulation and measurement of inlet swirl by wind tunnel test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(4): 51-56. (in Chinese)
- [16] 叶飞, 张堃元, 姜健, 等. 进气道旋流模拟及测量的实验研究[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 297-301.
YE Fei, ZHANG Kunyuan, JIANG Jian, et al. Experimental investigation on simulation and measurement for intake swirl[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 297-301. (in Chinese)
- [17] 李大伟, 马东立. 背负式 S 形进气道流场控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(12): 1456-1459.
LI Dawei, MA Dongli. Improving dorsal S shaped inlet performance by vortex flow control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1456-1459. (in Chinese)
- [18] 刘雷, 陈焕龙, 宋彦平, 等. 半埋入式 S 弯进气道主动流动控制研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1167-1172.
LIU Lei, CHEN Huanlong, SONG Yanping, et al. Numerical simulation of effects of active flow control on the performance of a half flush-mounted S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1167-1172. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)