

文章编号:1000-8055(2013)10-2326-06

压气机中介机匣几何结构的试验验证

李 斌, 吴亚东, 滕金芳, 杜朝辉
(上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

摘 要: 对 4 个压气机中介机匣试验件进行了试验研究, 包括原型、优化模型、支板根部前掠及流道延长 4 种方案. 试验利用压力扫描阀及气动探针针对试验件进出口总温、总压, 上下壁面, 大支板 50% 叶高处的静压进行测量, 分析几何结构对中介机匣性能的影响. 试验结果表明: 增加流道轴向距离可提高中介机匣性能; 优化后中介机匣壁面型线可改善进出口总压分布; 下壁面型线对流动加减速有重要影响, 优化后压力分布较平稳; 优化需考虑支板影响.

关 键 词: 中介机匣; 支板; 几何结构; 压力梯度; 流道曲率

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental validation of geometry of compressor intermediate casing

LI Bin, WU Ya-dong, TENG Jin-fang, DU Zhao-hui

(School of Aeronautics and Astronautics,
Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Four kinds of intermediate casings were tested experimentally, including the original model, optimization model, and two models based on optimization model respectively. The length of the strut's chord and the flow path were changed for the last two models. Inlet and outlet total temperature, inlet and outlet total pressure, static pressure of outer and inner wall, static pressure of middle strut along 50% spanwise were measured by pneumatic intelligent pressure scanner and pressure probe, and the effects of the geometry structure on the intermediate casing's aerodynamic performance were evaluated. The results shows that: increase of the duct's axial distance can improve the performance of intermediate casing; the optimized intermediate casing profile can improve the pressure distribution in inlet and outlet; the inner wall profile has a significant impact on the acceleration and deceleration of flow, and optimized pressure distribution is relatively smooth; the geometry of the struts should be considered in optimization.

Key words: intermediate casing; strut; geometry structure; pressure gradient;
flow path curvature

中介机匣是涡扇发动机中连接高低压压气机的重要过渡通道和主要承力件. 为避免由于径向

半径变化造成中介机匣的气流分离及湍流, 适应流道高度落差, 中介机匣通常采用 S 型造型, 因此

收稿日期: 2012-09-29

网络出版地址:

基金项目: 国家自然科学基金(51076101)

作者简介: 李斌(1990—), 男, 山西原平人, 硕士生, 研究方向为航空发动机气动设计与试验研究.

通讯作者: 吴亚东(1980—), 男, 湖北黄梅人, 副研究员, 博士, 研究方向为航空发动机气动设计与试验研究.

E-mail: yadongwu@sjtu.edu.cn

具有流线曲率大与压力梯度高的典型特征,其流场品质对高压压气机及整机的性能均产生至关重要的影响,是涡扇发动机的关键部件之一^[1]. 为了满足航空发动机整体质量的要求,需要尽量缩小中介机匣的长度,对此在中介机匣流道型线及支板造型方面需要做相应研究.

国外对中介机匣进行了大量的研究. Bailey 等^[2-3]对理想条件和实际条件下的带支板中介机匣流场进行详细的测量分析,证实中介机匣流线曲率和压力梯度是影响损失生成的主要因素,支板对消除叶根角区分离和减小负荷有很好的效果,为开展中介机匣数值优化设计提供了试验支持. 欧洲在 2003 年由 7 个国家共计 16 个单位开展为期 4 年的 AIDA (aggressive intermediate duct aerodynamics) 研究^[4],最终达到压气机的中介机匣流道缩短 20%、径向偏移增大 20%、发动机质量减少 1%~2% 的目标. Wallin 等^[5]对高落差的三维压气机过渡段进行优化分析,建立由 4 个独立参数表述的过渡段几何描述方式,并采用响应面法对带支板的过渡段流道进行了数值优化. Duenas 等^[6]采用试验与数值模拟相结合的方法,研究了缩短中介机匣轴向长度对边界层发展和损失产生的影响,对不同长度的中介机匣优化及试验分析,证实随长度减小,损失因边界层分离加剧而增大,壁面压力梯度增加. Karabasis, Edward 等^[7-8]在确保低损失的前提下采用更大胆的设计,使非对称壁面中介机匣设计半径与长度比值增加 34%,经试验得出优化后流道净损失减小 16%,证实流动损失主要取决于轮毂处的型线,体现了轴向非对称壁面在中介机匣性能改善方面的巨大潜力. Walker 等^[9-10]将出口导向叶片与中介机匣集成优化,在一级轴流压气机的典型进口条件下对过渡段性能进行试验验证,证实长度缩短 21% 对整个系统性能影响不大,从试验角度验证了优化的可靠性.

国内方面,北京航空航天大学的阙晓斌等^[11]建立了过渡段几何描述方式,通过几何参数控制过渡段壁面压力梯度. 哈尔滨工业大学的安柏涛等^[12]利用数值模拟研究了 7 种型线对涡轮过渡段性能的影响,孙志刚等^[13-14]利用软件 Design3D 对带支板涡轮过渡流道进行优化分析,唐洪飞等^[15]提出两种子午型线设计方法,对多个方案与各种叶型匹配进行数值模拟,研究了大子午扩张过渡段在不同分离情况下的子午型线优化设计特点.

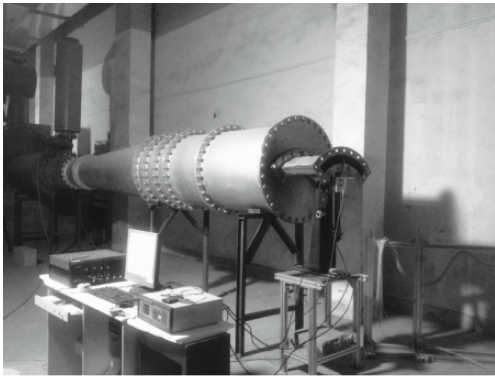
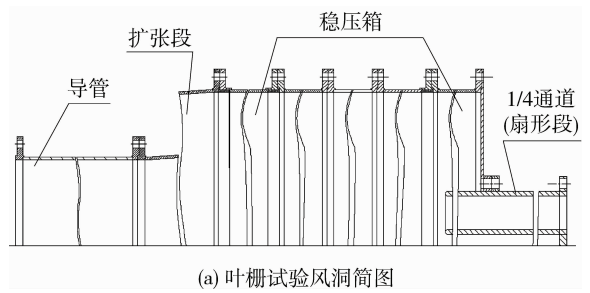
综上所述,国外在中介机匣方面的研究已取

得较好的结果,国内在试验方面比较欠缺,尤其对中介机匣性能影响的两个参数(即壁面型线和支板型线)缺乏试验对比研究. 为了进一步深入研究带支板中介机匣,为研制民用大涵道比涡扇发动机提供工程经验,本文在数值优化的基础上,开展中介机匣气动性能验证试验,研究不同流道壁面曲率变化及支板造型下中介机匣流场的变化规律,掌握中介机匣 S 型流道内部流动发展机理,在改进中介机匣气动设计、提高中介机匣与高低压压气机的流动匹配方面具有重要意义.

1 研究对象以及试验装置介绍

1.1 试验设备

试验在上海交通大学航空航天学院的叶栅试验风洞中进行,气源由罗茨风机提供,功率为 500 kW,其进口体积流量为 $343\text{ m}^3/\text{min}$,最大压升为 68.6 kPa. 风机导管出口连接扩张段和稳压箱,见图 1(a). 稳压箱直径为 800 mm,内装 3 道阻尼网和 1 道蜂窝器,以保证风洞出口良好的湍流度,经测量出口湍流度低于 3%. 稳压箱后连接 1/4 通道(扇形段). 试验设备实物图见图 1(b). 风洞出口速度约为 170 m/s (10% 相对径向高度~95% 相对径向高度).



(b) 叶栅试验风洞实物图

图 1 叶栅试验风洞示意图

Fig. 1 Schematic of cascade wind tunnel

1.2 中介机匣试验件

本次试验的目的是对优化的中介机匣壁面型线进行试验验证,选取了 4 种试验方案的对比. 优化过程中以总压恢复系数和出口径向畸变因子为优化目标,对包括支板在内的中介机匣流道进行优化计算,以获得最优流道模型^[16]. 鉴于中介机匣的轴向对称性,中介机匣流道优化试验件为 1/4 通道(扇形段). 试验件分别记为中介机匣试验件 1~试验件 4,其对应代号为 Exp_1~Exp_4. 试验件示意图见图 2,由内外壁流道型面、左右侧壁、前后安装边,中间 1 个厚叶片,左右各 1 个薄叶片组成. 4 个试验件的进出口径向高度、上下壁面在端点处曲线斜率及支板的几何位置均固定不变.

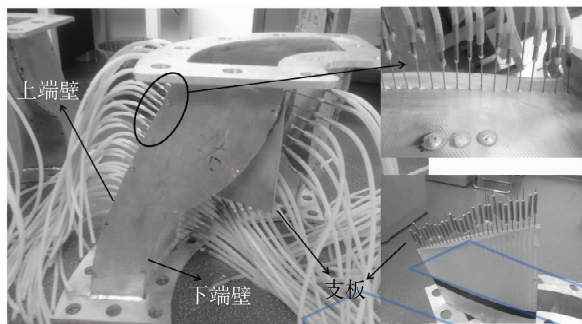


图 2 中介机匣试验件示意图
Fig. 2 Schematic of intermediate casing test module

本文定义中介机匣为从增压级末级静叶尾缘至高压压气机进口导叶前缘的部分,内涵道由内机匣和外机匣围成,两机匣中间由 12 个支板支撑,叶型厚度为 2 段圆弧叶型分布,4 个支板较粗,为空心支板,其最大厚度要确保传动轴从内部穿过,其余 8 个为实心细支板,沿周向均匀分布,如图 3 所示.

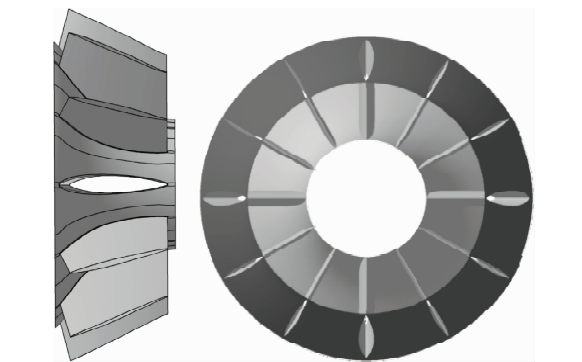


图 3 中介机匣支板三维示意图
Fig. 3 3-D view of struts in intermediate casing

其中 Exp_1 为原型,Exp_2 是在原型的进出口壁面端点位置及斜率不变、支板位置及形状不变基础上,通过优化上下壁面型线(优化型线 1)得出的结果,优化后的机匣流道在前半部变化不大,主要是在支板所在处的流道有所扩大. Exp_3 与 Exp_2 流道型线(优化型线 1)一致,支板做了叶根前掠的处理;Exp_4 在整个机匣轴向距离延长 20%且支板位置不变的基础上,根据数值优化结果(优化型线 2)加工. 中介机匣流道轴向为轴对称分布,4 个试验件的流道如图 4 所示.

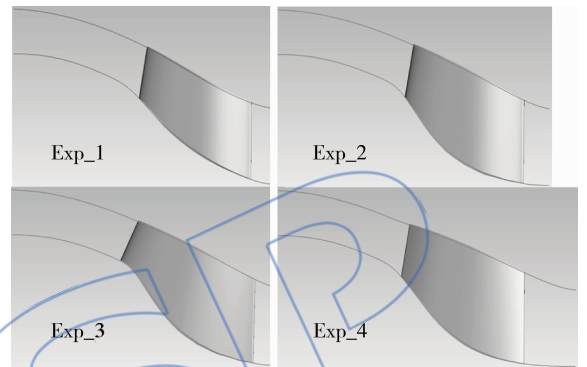


图 4 4 个试验件的流道示意图
Fig. 4 Schematic of the four test modules' streamwise

中介机匣的流道变化需要充分考虑支板所占面积的影响,根据图 5 给出的支板流道内通流区流道面积变化,清楚地显示出 Exp_2 面积变化幅度最小;而 Exp_3 和 Exp_4 的流道面积先减小,然后增大,变化幅度大;Exp_4 在进入支板流道前就开始逐步增大,然后在靠近支板尾缘处突然减小.

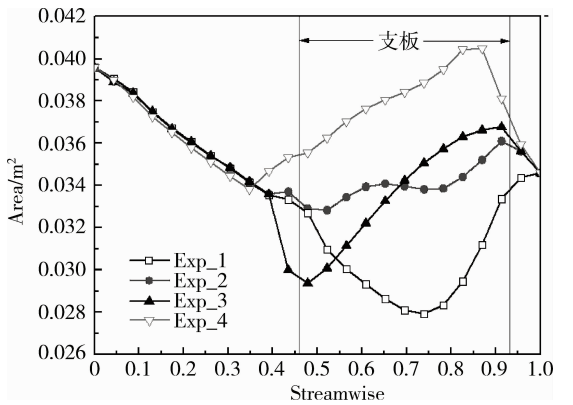


图 5 支板流道内通流区流道面积变化
Fig. 5 Variation of area along streamwise of four cases

1.3 流场测试方案

利用装在位移机构上的总温总压探针、气动

探针,对中介机匣试验件的进出口截面进行流场测量,可得到进出口截面的总温、总压等参数的分布.测量位置可以通过探针位移机构调整.轴向位置有两个:进口总温、总压测量位置位于试验件进口安装边前 25 mm 截面,出口总温、总压的测量位置位于试验件出口安装边后 170 mm 处;径向总温、总压的测量位置位于试验件上下壁之间等间距测量,并离开上下壁面各 1 mm.

在上下壁沿大、小支板之间中间法向距离的流线位置各均匀布置 30 个静压测孔.在中间大支板叶片的单侧表面,相对 50% 叶高截面处,从支板前缘到尾缘按等弦长均布 28 个测孔.数据采集用 PSI 9116 压力扫描阀.

1.4 数据处理

为了量化分析中介机匣的性能,本文引入两个无量纲参数表现中介机匣流场特性,即总压恢复系数 δ 和静压系数 C_p . 分别定义为

$$\delta = (p_{out}^*)_{avg} / (p_{in}^*)_{avg} \tag{1}$$

$$C_p = [p - (p_{in})_{avg}] / [(p_{in}^*)_{avg} - (p_{in})_{avg}] \tag{2}$$

式中 $(p_{in}^*)_{avg}$ 为进口平均总压, $(p_{out}^*)_{avg}$ 为出口平均总压, $(p_{in})_{avg}$ 为进口平均静压, p 为各测点静压测量值.

文中所涉及长度量值均已进行无量纲处理.

2 试验结果分析

2.1 进出口总压变化

4 个试验件的进出口总压值径向分布对比见图 6. 图中 p_{in}^* , p_{out}^* 分别为进出口总压测量值. 由图中可以看出:从 4 个试验件进出口总压的变化看,中心主流区流动损失很小,靠近壁面处总压降低,且上壁面损失要小于下壁面,这与径向压力梯度的变化有关.在中介机匣内部,由于附面层的发展与弯曲流道的曲率及压力梯度相关,对第一弯

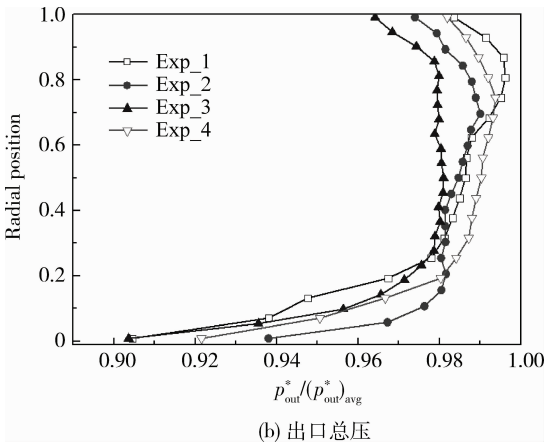
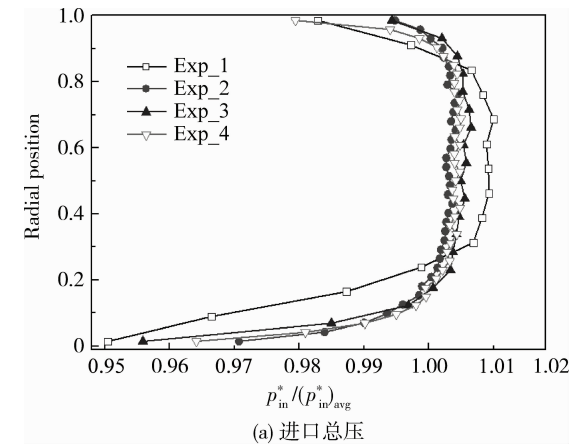


图 6 进出口总压径向分布对比图
Fig. 6 Radial distribution of inlet and outlet total pressure

道,下壁面为凸壁面,气流减速扩压使得附面层厚度显著增大,而上壁面由于流动加速从而抑制附面层的发展;在第二弯道处,上壁面气流减速促进附面层的增厚,而凸曲率型线又一定程度上抑制附面层增加,下壁面情况则相反.

与 Exp_1 相比,Exp_2~Exp_4 在 20% 叶高~90% 叶高范围的总压分布均匀,Exp_1 在 30% 叶高~80% 叶高范围的总压分布较为均匀,尤其是靠近下壁面处,总压更早降低,说明优化壁面型线在改善进出口的总压分布方面有很好的效果.

试验件出口 Ma 分布对比详见图 7. 出口 Ma 在 0.46~0.5 之间,其中 Exp_2 和 Exp_4 在 20% 叶高~90% 叶高范围的出口 Ma 径向分布较为均匀,Exp_3 在 40% 叶高处出口 Ma 提前下降,而 Exp_1 的出口 Ma 分布较不均匀,可以看出优化壁面型线在改善出口 Ma 分布方面有不错的效果.

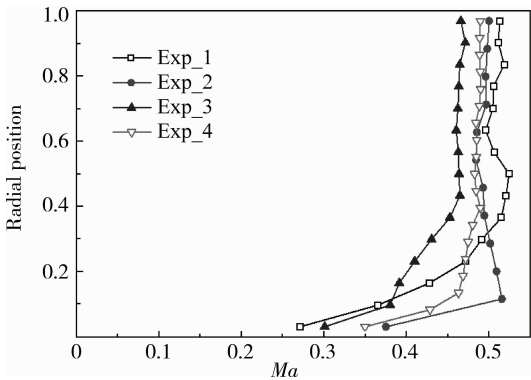


图 7 出口 Ma 径向分布
Fig. 7 Radial distribution of outlet Ma

对 4 个试验件总压恢复系数进行计算. 考虑进出口总压沿径向均布测量, 为此将进出口截面的全部总压测量值平均处理, 作为进出口平均总压. 具体数值结果见图 8.

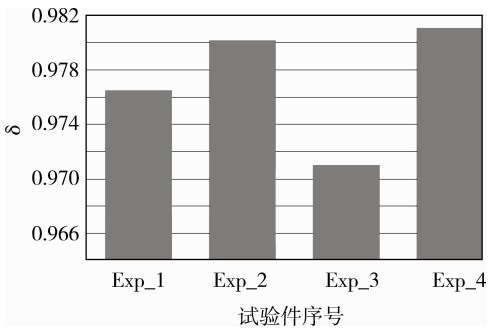


图 8 总压恢复系数

Fig. 8 Total pressure recovery coefficient

在 4 个试验件中, Exp_4 总压恢复系数略高于 Exp_2, 由于 Exp_4 流道延长 20% 得以减缓流动分离, 性能相对要好一些, 但两者差别不大, 证明缩短 20% 流道后通过优化可减缓中介机匣性能下降. Exp_1 和 Exp_3 号件 (流道和支板未做一体化优化, 支板根部前掠) 的性能较差.

2.2 50%叶高压力分布

图 9 给出 4 个试验件大支板 50% 叶高静压系数对比分布. 从 4 个试验件大支板 50% 叶高处的静压系数分布图中可以看出, Exp_2 和 Exp_4 除了数值有些差异外, 分布趋势基本一致: 支板前端 10% 弦长处静压系数减小, 呈加速状态, 自该点以后静压系数一直增大呈减速状态, 增大数值较小. Exp_1 在支板中间出现了拐点, 静压系数变化剧烈, 压力损失较大. Exp_3 拐点出现在支板前端 17% 弦长处, 静压系数变化也较剧烈.

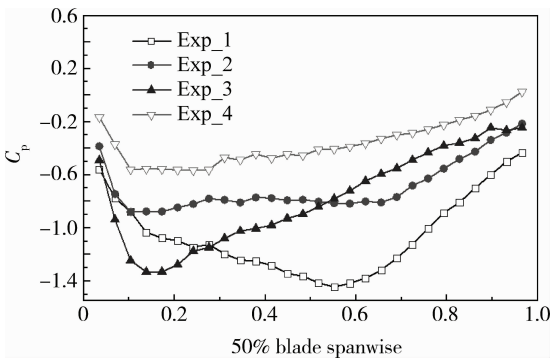


图 9 大支板 50% 叶高处静压系数分布

Fig. 9 Distribution of middle strut C_p along 50% spanwise

2.3 上下壁面压力分布

从 4 个试验件上壁面的静压系数分布图 (见图 10) 中可以看出, 除了 Exp_1 外, 其他 3 个试验件分布呈下降趋势基本一致, 静压系数基本上逐渐减小, 3 个试验件静压系数数值相差很小. Exp_1 由于上下壁面型线未与支板一起进行优化, 其分布趋势在靠近前后端出现了两处拐点; 尤其是靠近后端的拐点, 变化较剧烈, 对试验件出口局部流场带来不利影响, 出口截面将产生很大的畸变.

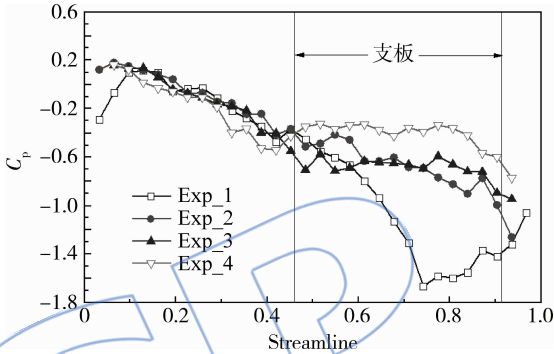


图 10 上壁面沿流道静压系数分布

Fig. 10 Measured outer wall C_p distribution along streamline

从 4 个试验件下壁面的静压系数分布图 (见图 11) 中可以看出在支板存在的流道内, 静压系数均是逐渐增大. 对 Exp_2, 在支板流道内, 先加速后减速, 加减速的临界点在支板弦长的 36.7%. Exp_1 呈现先加速后减速再加速的趋势, 存在两个临界点, 对应于流道截面面积分布, 不难看出, Exp_1 面积在 0.75 之前一直是减小的, 其静压系数波动较大, 靠近尾部时, 剧烈加速, 这样就容易造成出口处的流动分离. Exp_3 由于支板根部加长, 静压系数的转折点在支板流道内, 然后

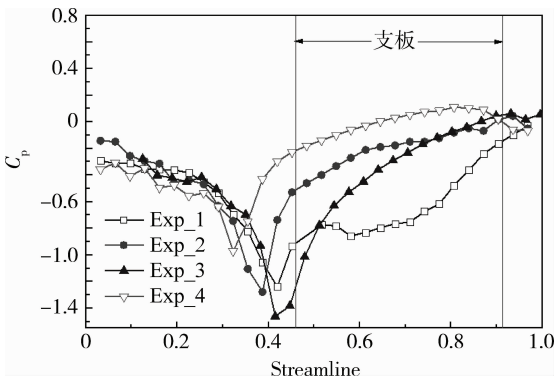


图 11 下壁面沿流道静压系数分布

Fig. 11 Measured inner wall C_p distribution along streamline

进行加速,先期加速大,后逐渐减速,其变化梯度较 Exp_2 要大。Exp_4 是在 Exp_2 基础上轴向加长,静压系数变化趋势和 Exp_2 接近,但其加减速的临界点提前。通过比较可以发现:下壁面通过型线曲率剧烈变化,改变径向压力梯度,进而对中介机匣内部流动加减速产生重要影响,是影响中介机匣性能的关键因素,优化后下壁面压力变化趋于平稳。

3 结 论

本文通过对中介机匣的 4 个试验件进行试验测量,获得试验件进出口、上下壁面及大支板 50% 叶高处的压力分布特征,通过对试验结果的分析,得出以下结论:

- 1) 增加流道轴向距离可减小流动损失,提高中介机匣性能,但带来质量增加影响。
- 2) 优化后中介机匣流道型线可改善进出口总压分布,使进出口主流区分布更为均匀。
- 3) 下壁面型线曲率是影响中介机匣性能的关键因素,对中介机匣内部流动的加减速有重要影响,优化后的压力分布比较平稳。
- 4) 在给定优化壁面型线情况下,中间大支板根部前掠会增大静压沿流向变化梯度,导致性能下降,损失增加,所以在优化过程中需要考虑支板的影响。

致谢:

本文的完成得到了中航商用航空发动机有限责任公司李游博士、王红涛博士,上海交通大学航空航天学院羌晓青老师的帮助和大力支持;上海交通大学航空航天学院推进组的同学们也参加了此项工作,特此一并致谢。

参考文献:

- [1] 向宏辉,张良,陆庆飞,等.进气条件对压气机中介机匣流场影响的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(4):15-19.
XIANG Honghui, ZHANG Liang, LU Qingfei, et al. Experimental investigation of inlet conditions' effect on compressor intermediate casing flow field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4): 15-19. (in Chinese)
- [2] Bailey D W, Britchford K M, Carrotte J F, et al. Performance assessment of an annular S-shaped duct[R]. ASME Paper 95-GT-242, 1995.
- [3] Bailey D W, Carrotte J F. The influence of inlet swirl on the flow within an annular S-shaped duct[R]. ASME Paper 96-GT-60, 1996.
- [4] Göttlich E, Marn A, Malzacher F, et al. On flow separation in a super-aggressive intermediate turbine duct. [EB/OL].

[2012-9-08]. http://www.mtu.de/en/technologies/engine-ring_news/development/Malzacher_On_Flow_Separation_en.pdf.

- [5] Wallin F, Eriksson L E. Response surface-based transition duct shape optimization[R]. ASME Paper GT2006-90978, 2006.
- [6] Duenas C O, Miller R J, Hodson H P, et al. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[R]. ASME Paper GT2007-27752, 2007.
- [7] Karakasis M K, Naylor E J, Miller R J, et al. The effect of an upstream compressor on a nonaxisymmetric S-duct[R]. ASME Paper GT2010-23404, 2010.
- [8] Naylor E M J, Urtiz D C, Miller R J, et al. Optimization of nonaxisymmetric endwalls in compressor S-shaped ducts[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(1): 011011. 1-011011. 10.
- [9] Walker A D, Barker A G, Carrotte J F. Integrated OGV design for an aggressive S-shaped compressor transition duct[R]. ASME Paper GT2011-45627, 2011.
- [10] Walker A D, Barker A G, Carrotte J F. Numerical design and experimental evaluation of an aggressive S-shaped compressor transition duct with bleed[R]. ASME Paper GT2011-45628, 2011.
- [11] 阙晓斌,侯安平,周盛.基于壁面压力梯度控制的压气机 S 形过渡段设计[J].航空学报,2010,31(3):460-465.
QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. S-shaped compressor transition duct design based on wall pressure gradient control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 460-465. (in Chinese)
- [12] 安柏涛,韩万金,王松涛,等.大扩张角子午流道型线对损失的影响[J].推进技术,2001,22(3):211-214.
AN Baitao, HAN Wanjin, WANG Songtao, et al. Effects of diffused meridional passage contour on loss[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 211-214. (in Chinese)
- [13] 孙志刚.某型燃机涡轮过渡段流场优化设计[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006.
SUN Zhigang. Optimization design for the turbine transition section of an aeroengine [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006. (in Chinese)
- [14] 孙志刚,黄洪雁,谭春青,等.某型燃机涡轮过渡段流场优化设计[J].工程热物理学报,2008,29(6):940-942.
SUN Zhigang, HUANG Hongyan, TAN Chunqing, et al. Optimization design for the turbine transition section of an aeroengine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(6): 940-942. (in Chinese)
- [15] 唐洪飞,黄洪雁,韩万金.大子午扩张涡轮过渡段的子午型线[J].推进技术,2009,30(4):439-445.
TANG Hongfei, HUANG Hongyan, HAN Wanjin. Meridional passage contour of a large meridional expansion turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 439-445. (in Chinese)
- [16] WU Yadong, LI Bin, TENG Jinfang. Automated design optimization and experimental validation for intermediate casing duct of aeroengine [R]. ASME Paper GT2013-94137, 2013.