

文章编号:1000-8055(2013)11-2526-10

带多孔板的 APU 进气系统气动性能实验

汪明生, 王虎山, 李 强, 黄国平
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 利用实验方法对一类带多孔板的辅助动力装置(APU)进气系统气动性能进行了研究. 实验结果表明:两出口的总压恢复系数和总压畸变指数均随流量的增加不断降低. 总压恢复系数在定总流量时略微下降,在定配比时几乎线性下降. 总压畸变在周向上主要受多孔板无孔区影响,径向上主要受流道曲率影响. 随开孔率增加,总压恢复系数不断增加. 动力端不同开孔率下,总压畸变以径向畸变为主,负载端在小开孔率时以周向畸变为主,大开孔率时径向畸变成为主要因素.

关 键 词: 辅助动力装置; 进气系统; 多孔板; 开孔率; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on aerodynamic performance of APU air inlet system with perforated plate

WANG Ming-sheng, WANG Hu-shan, LI Qiang, HUANG Guo-ping

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

Abstract: The aerodynamic performance of a kind of air inlet system with perforated plate used in auxiliary power units (APU) was investigated experimentally. The experimental results show that with the increase of mass flow rate, the outlet total pressure recovery coefficient and total pressure distortion coefficient decrease. The total pressure recovery coefficient decreases slightly in the fixed total mass flow rate case, but decreases linearly in the fixed proportion case. The total pressure distortion is mainly influenced by the imperforate area of the whole perforated plate in the circumferential direction and the flow passage curvature in the radial direction. With the increase of orifice ratio, the outlet total pressure recovery coefficient increases accordingly. The total pressure distortion of power section is mainly influenced radially in different orifice ratios; the distortion of load section is mainly influenced circumferentially in small orifice ratio and radially in large orifice ratio.

Key words: auxiliary power unit; air inlet system; perforated plate;
orifice ratio; aerodynamic performance

大型飞机辅助动力装置(auxiliary power unit, APU)是现代飞机重要的机载设备之一,它的功用是向飞机提供电源和气源^[1]. 地面时用于起动主发动机、照明和空调系统,飞行时提供应急电源和应急液压系统动力^[2-3]. 随着 APU 应用范围扩大,国内外对 APU 的研究也越来越多^[4-5].

APU 实质上是一台独立的小型燃气涡轮发动机^[6]. 一典型的带双压气机型的 APU 由进气系统、动力压气机、燃烧室、涡轮、喷管、负载压气机、附件齿轮箱和附件系统组成(如图 1)^[7]. 进气系统的设计通常与 APU 在飞机上安装位置相关,且位于整个动力系统的最前端,其性能不仅对

收稿日期:2012-10-16

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.016.html>

作者简介:汪明生(1965—),男,江苏高淳人,副教授,博士,主要从事内流空气动力学及推进技术研究.

飞机气动布局产生影响,对 APU 能否正常工作及工作性能好坏也有重要影响^[8-10]。

APU 进气系统一般分为两部分,从飞机蒙皮上的入口到发动机入口为外流道,从发动机入口到压气机入口为内流道(如图 1)。外流道一般采用埋入式或围护式进气道,可借鉴常规低速进气道设计,如文献[10-11]对商用飞机 APU 进气系统外流道进行了研究。目前针对内流道的研究较少。有些 APU 进气系统的内流道,为防噪和遮挡异物等,常设置多孔板。本文研究该类双压气机型 APU 进气系统从多孔板到压气机入口的内流道,该流道中负载压气机和动力压气机由同一个涡轮带动,共用一个集气室,两个压气机的进气量可由进口导向器调节^[12-14]。在这样的进气系统中,气体经过多孔板、转弯、流道分叉和截面变化,流动相对复杂。

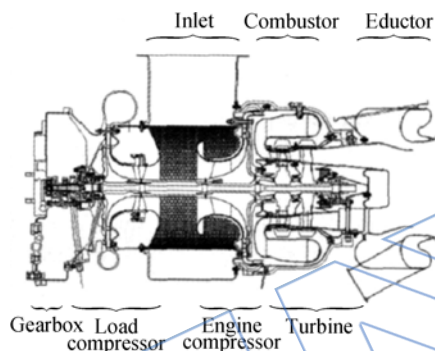


图 1 Honeywell 公司的 Model 131 型 APU^[7]

Fig. 1 Model 131 APU of Honeywell Company^[7]

通过对该进气系统进行实验研究,得到该类带多孔板的 APU 进气系统的气动性能以及多孔板开孔率对气动性能的影响,该项工作在国内尚属领先。

1 实验设备与模型

1.1 实验模型

实验模型采用缩比模型,它由多孔板、动力压气机入口流道(动力端)、负载压气机入口流道(负载端)和带动两压气机的发动机传动轴组成(如图 2)。图 3 给出了多孔板的照片。

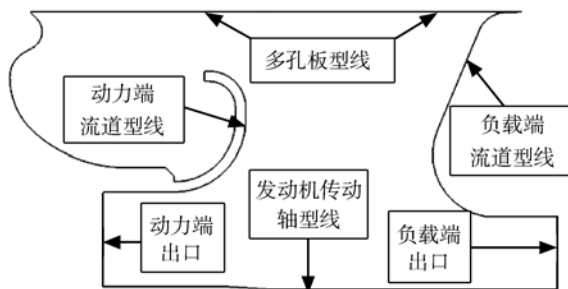


图 2 实验模型子午面型线图

Fig. 2 Meridian section profiles of experimental model

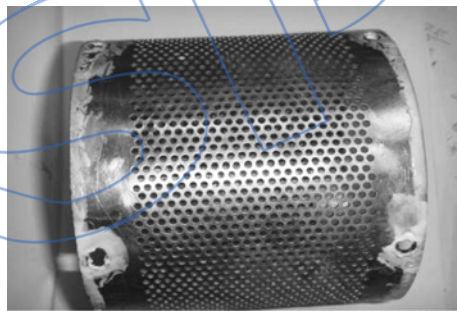


图 3 多孔板照片

Fig. 3 Photograph of perforated plate

1.2 实验设备与实验条件

图 4 给出了实验装置照片。整个 APU 进气

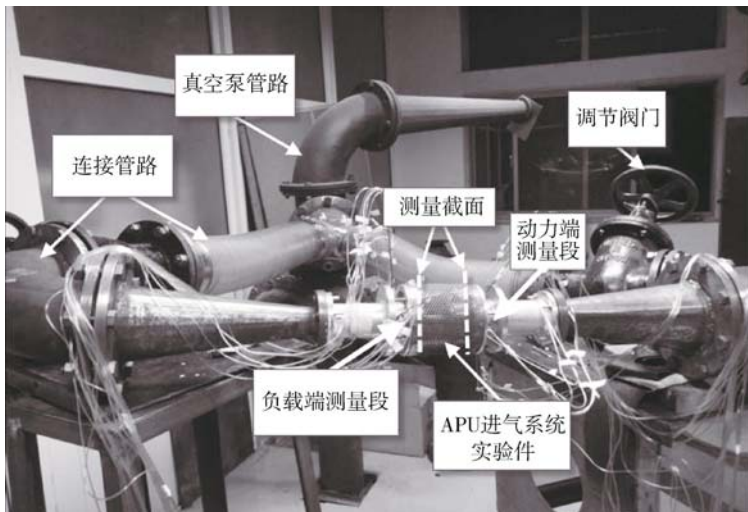


图 4 实验装置照片

Fig. 4 Photograph of experimental equipment

系统的实验设备包括:真空泵、真空泵管路、连接管路、调节阀门、测量系统和实验模型.实验利用南京航空航天大学内流气动实验台,对该APU进气系统进行地面抽吸式实验.

真空泵管路分为实验管路和真空泵旁路,真空泵旁路用于调节实验管路流量,即实验的总流量.连接管路把APU进气系统的两出口(即压气机进口)连接到真空泵管路上,在两连接管路上各有一个调节阀门,可以控制两个出口流量,进而调节动力端流量与负载端流量之比.真空泵旁路和调节阀门共同组成实验工况的调节.本实验的实验工况分为定配比(1.67)变总流量(见表1)和定总流量(0.6 kg/s)变配比(见表2)两大工况,配比即动力端流量与负载端流量之比.设计工况时总流量为0.6 kg/s,配比为1.67.

表1 定配比(1.67)变总流量
Table 1 Fixed proportion (1.67) and variable total mass flow rate

动力端流量/ (kg/s)	负载端流量/ (kg/s)	总流量/ (kg/s)
0.4066	0.2434	0.65
0.3878	0.2322	0.62
0.3753	0.2247	0.60
0.3440	0.2060	0.55
0.3128	0.1872	0.50

表2 定总流量(0.6 kg/s)变配比
Table 2 Fixed total mass flow rate (0.6 kg/s) and variable proportion

动力端流量/ (kg/s)	负载端流量/ (kg/s)	配比
0.4000	0.2000	2.00
0.3860	0.2140	1.80
0.3753	0.2247	1.67
0.3650	0.2350	1.55
0.3600	0.2400	1.50

实验的测量系统由总/静压测量系统、测量段和测量仪器组成.测量段接在两个流道出口处(即压气机进口处),测量两个出口截面的总/静压(如图2,图4).每个测量段上每90°布置一根辐条,每根辐条上装有4个总压探针,共16个按等环面布置.静压测压孔对应布置在与总压探针平齐的壁面.测压仪器采用Net Scanner Model 98RK压力

扫描仪.实验时通过调节达到所需的工况,记录当时的总/静压数据,再分别旋转测量段30°和60°各测一组,这3组数据构成了一个出口截面上的4×12测点组.将这些数据进行处理得到所需要的性能参数.

本文的气动性能参数如下:两个流道出口的流量 $\dot{m}$,总压恢复系数 σ 和畸变指数 D_{c60} . $\dot{m} = K \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A q(M)$, $K = 0.04042$, 其中 p^* , T^* , A 和 $q(M)$ 分别为两个流道出口截面的面平均总压、总温、面积和流量函数; $\sigma = \frac{p^*}{p_0^*}$, 其中 p_0^* 为自由来流的总压; $D_{c60} = \frac{p_{av}^* - p_{min,60}^*}{\frac{1}{2} \rho v^2}$, 其中 p_{av}^* 和 $\frac{1}{2} \rho v^2$

分别为两个流道出口截面的平均总压和平均动压; $p_{min,60}^*$ 是该出口截面60°扇形区域内平均总压的最小值^[15].

2 实验结果及分析

通过对该APU进气系统进行地面抽吸实验,得到基准多孔板模型(简称基准模型)在定配比变总流量和定总流量变配比工况下的气动性能参数;同时也得到多孔板开孔率变化对该APU进气系统气动性能的影响.

2.1 APU进气系统基准模型的实验研究

基准模型采用开孔率为0.479的多孔板模型.开孔率定义为多孔板所有小孔面积之和与多孔板表面积之比.

利用流量关系式对基准模型进行初步分析得

$$\dot{m}_0 = \rho v_0 A_0 \quad (1)$$

$$\sigma_1 = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_0^*}}{(1 + 1/n) p_0^* K A_1 q(M_1)} \quad (2)$$

$$\sigma_2 = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_0^*}}{(1 + n) p_0^* K A_2 q(M_2)} \quad (3)$$

其中 v 为速度,下标“0”代表以多孔板表面积为控制体的自由来流参数,下标“1”表示动力端出口参数,下标“2”表示负载端出口参数, n 为动力端流量与负载端流量的比值(配比).式(2)、式(3)中各系数变化见图5.

图6、图7是基准模型的总压恢复系数、马赫数随两出口流量的变化关系图,其中三角形标记为定配比工况(记为k2p),棱形标记为定总流量工况(记为k2z).从图中可以看出,设计工况时,动力端总压恢复系数高于负载端;总压畸变低于

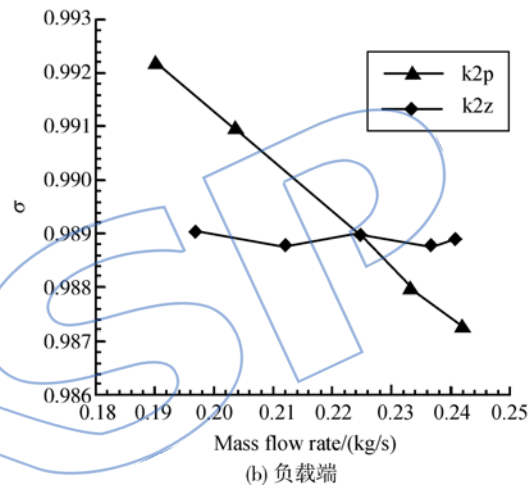
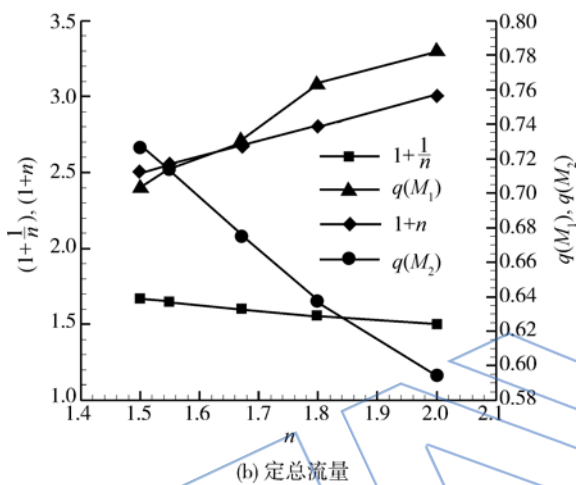
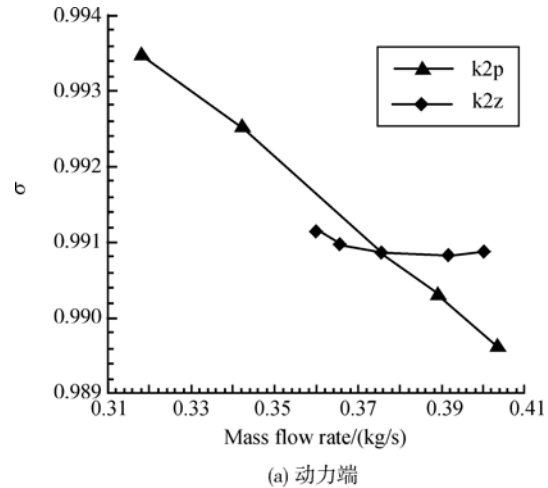
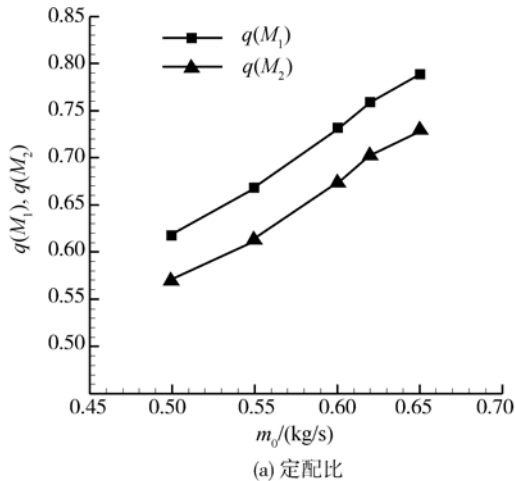


图 5 式(2)、式(3)中各系数变化关系图

Fig. 5 Coefficients variation in Eq. (2) and Eq. (3)

图 6 基准模型总压恢复系数随流量变化关系图

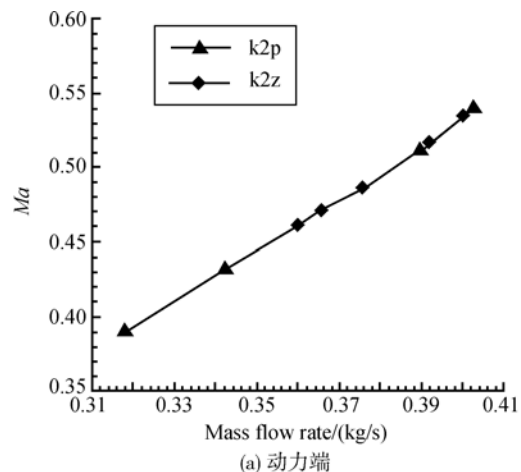
Fig. 6 Total pressure recovery coefficient vs. mass flow rate for basic model

负载端,原因是动力端存在一个空腔,其上部多孔板面积比负载端上部大(如图 2),流过该部分多孔板的流速较低,损失较小;经收缩而进入各自出口流管时,由于此时平均流速大致相当,而动力端的转弯比负载端略缓,损失小,因此总体上动力端出口总压恢复系数比负载端大.两出口的总压畸变在经过多孔板后相当,而动力端转弯缓,故动力端出口的总压畸变略小.

由图 6、图 7 可见,当配比不变而总流量增加时,动力端与负载端的流量均增加.此时两出口的总压恢复系数均显著下降.其原因是,总流量增大,通过多孔板的流速增大,导致多孔板损失显著增加;另一方面,两端流量同时增加,两出口马赫数均增加,流管内流速增大,流管自身内部以及两个流管之间的摩擦、掺混等黏性损失也增大.所以两出口总压恢复系数均显著下降.定量上看,在定配比时,随总流量从 0.5 kg/s 增加到 0.65 kg/s,马赫数不断变大,由于此时总流量在数值上的变

化不如 $q(M_1)$ 和 $q(M_2)$ 快(如图 5(a)),因此动力端和负载端总压恢复系数几乎线性下降.

当总流量不变而配比增加时,动力端的流量增加而负载端流量下降.此时动力端的总压恢复系数略微下降,负载端则略微增加.这是因为,当总流量不变时,经过多孔板的流速变化不大,因此



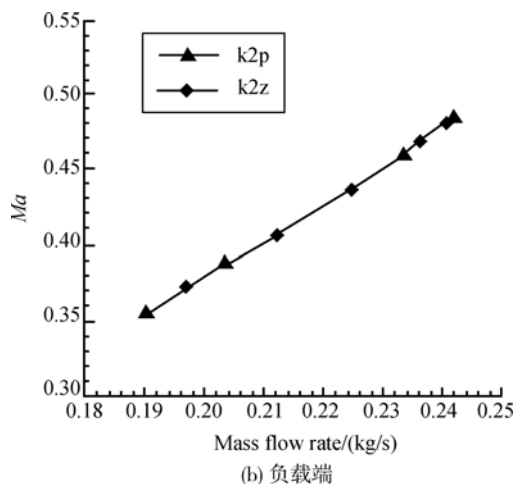


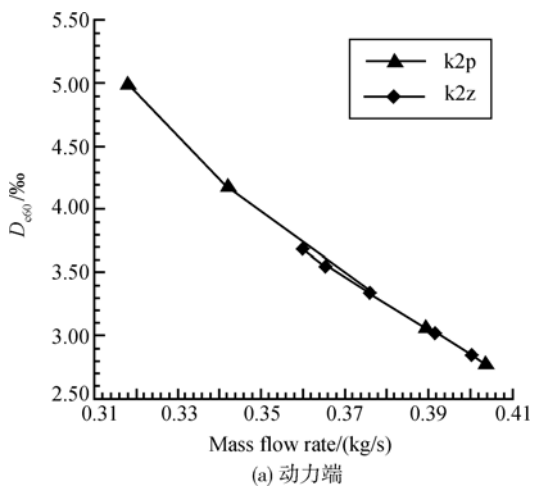
图7 基准模型马赫数随流量变化关系图

Fig. 7 Mach number vs. mass flow rate for basic model

经过多孔板的局部损失基本一致,总压损失差异主要来源于两流道中的损失.由于动力端流管内流速增大,引起流管内的总压损失增大,以及与负载端流管间的剪切损失增大,总压恢复系数下降;负载端则相反.同时,由式(2)、式(3)知:随配比 n 从 1.5 增加到 2.0,对于动力端, $\left[1 + \frac{1}{n}\right]$ 的下降速率慢于 $q(M_1)$ 的上升速率(如图 5(b)),两者的乘积略微上升,动力端总压恢复系数略微降低;同样由于 $(1+n)$ 的上升比 $q(M_2)$ 下降速率慢,两者乘积略微下降,所以负载端总压恢复系数略微增加.

图 8 是基准模型的总压畸变随两出口流量的变化关系图.动力端和负载端出口截面的总压畸变随流量增加逐渐减小.随流量增加,马赫数不断增大,出口截面动压不断增加.而 60° 范围内平均最低总压与截面平均总压的差值,即总压不均匀度的变化相对动压变化慢,所以总压畸变随着动压增加(即流量和马赫数增大)而不断降低.

图 9 是基准模型设计工况时,两流道出口总



(a) 动力端

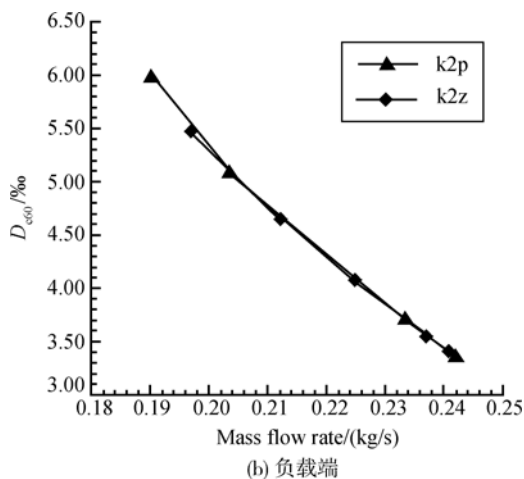
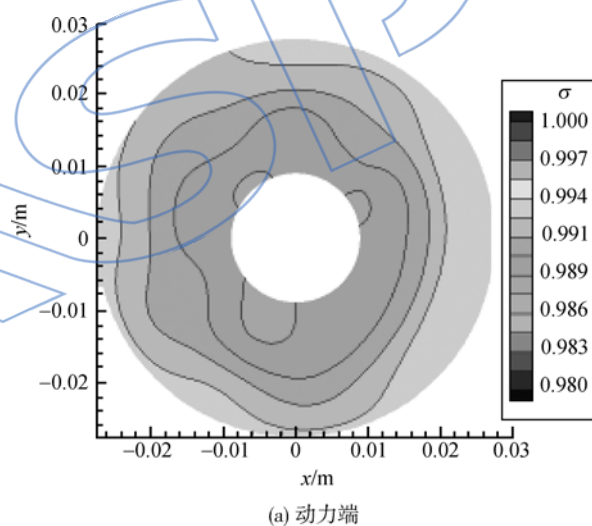


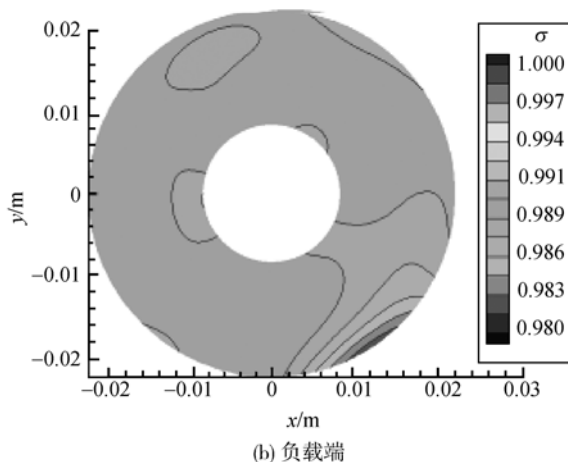
图8 基准模型总压畸变随流量变化关系图

Fig. 8 Total pressure distortion vs. mass flow rate for basic model

压恢复系数云图,可以看出动力端和负载端低压区主要集中在某一角度范围(周向畸变).产生这



(a) 动力端



(b) 负载端

图9 基准模型设计工况流道出口总压恢复系数云图

Fig. 9 Outlet total pressure recovery coefficient contours for basic model under design condition

种不均匀的原因是由于多孔板的不均匀。因加工需要,多孔板会留有一条无孔焊缝。气体从周向进入流道,除焊缝区域外,其他区域小孔均匀分布,气体流过小孔后所产生分离较小,而焊缝区域两边小孔间距相对其他均匀排布的小孔间距大,在此区域形成较大分离,产生较大流动损失,并通过流道影响到出口截面,在某一区域形成低压区。而在径向上,多孔板的轴向分布均匀,总压分布主要受流道曲率影响,越靠近流道壁面的流管(壁面附面层外),多孔板损失和流道转弯损失越小。其次在两出口截面内侧,受发动机传动轴的附面层影响,形成低压区。

2.2 多孔板开孔率对 APU 进气系统的影响

本文除对基准模型进行实验外,还对开孔率为 0.351(记为 k1 模型)和开孔率为 0.544(记为

k3 模型)的多孔板模型进行了实验。

由相关文献得多孔板前后的压力损失^[16-17]为

$$\frac{\Delta p}{\Delta x} = \left[\frac{1}{2} \rho v_0^2 \right] \frac{1}{C} \frac{(1/\epsilon) - 1}{t} \quad (4)$$

其中 ϵ 为多孔板开孔率, C 为与雷诺数和 t/D 的相关系数(一般可取 0.98), t 为多孔板厚度, D 为小孔直径。

由式(4)可知,通过多孔板的损失主要取决于开孔率与孔板厚度。孔板厚度受到结构强度的影响,选择余地不大。因此开孔率成为主要的设计参数,但是开孔率的选取范围也有限。过大则防护功能与强度均受到削弱,过小则气动损失太大。由此本文选择了 0.35~0.6 范围内的开孔率进行研究。

图 10、图 11 分别表示不同开孔率时,设计工况流道出口总压恢复系数云图。结合基准模型结

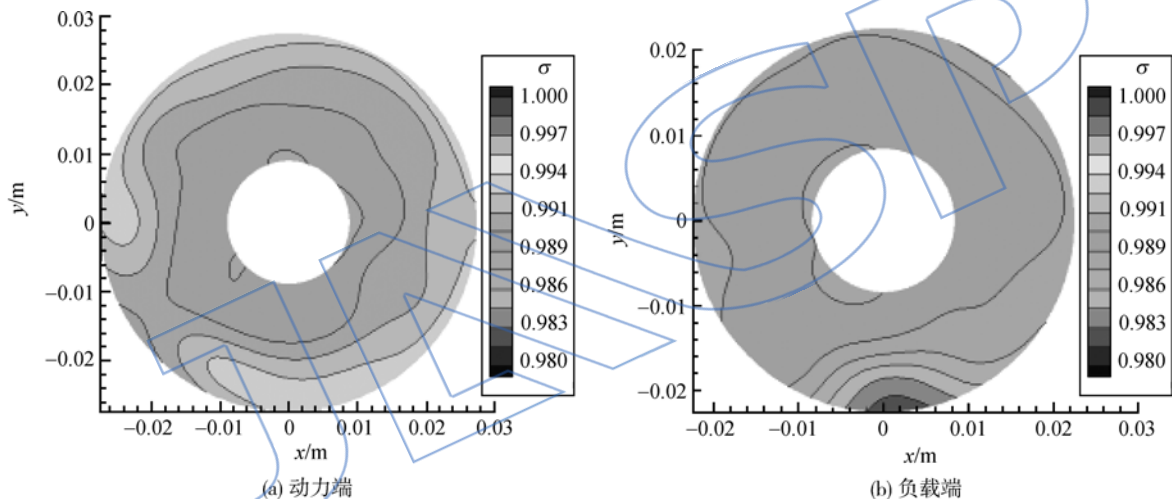


图 10 k1 模型设计工况流道出口总压恢复系数云图

Fig. 10 Outlet total pressure recovery coefficient contours of k1 model under design condition

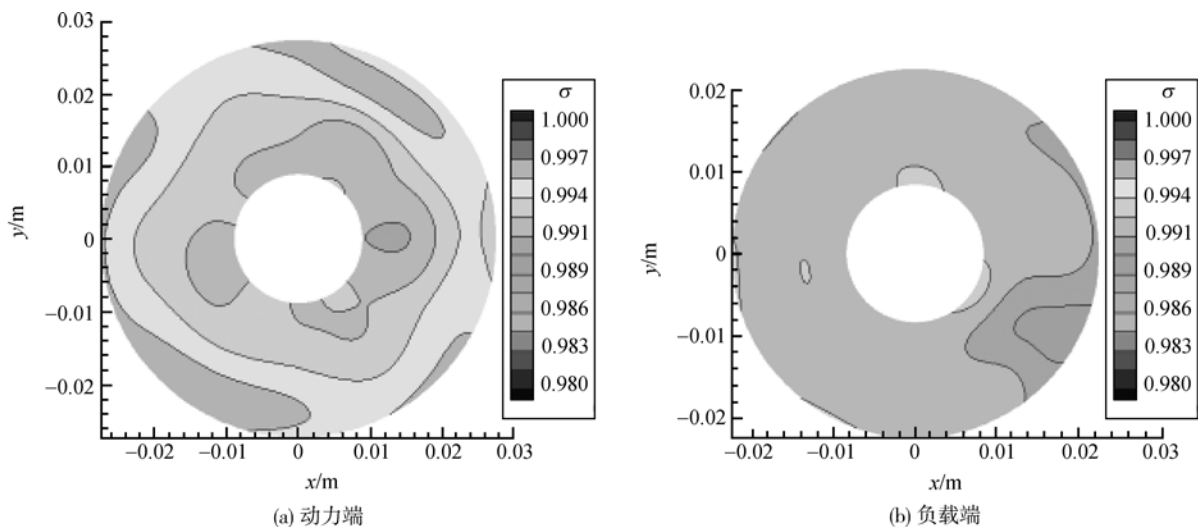


图 11 k3 模型设计工况流道出口总压恢复系数云图

Fig. 11 Outlet total pressure recovery coefficient contours of k3 model under design condition

果可以看出,小开孔率(0.351)孔板时,动力端总压损失以发动机传动轴附近的内侧流道处较大,外侧总压损失相对较小,但此时内外侧的总压损失比较大.这个趋势随总流量增加基本保持不变.随着开孔率增加到0.479与0.544,内外侧的压差保持在500 Pa左右不变,仍是外侧总压高内侧低,但内外侧总压值均增大,使得整个出口截面总压恢复系数增大.不同开孔率下,动力端出口截面的总压分布以径向为主,在周向上均比较均匀.这主要是动力端上部空腔稳流作用,使出口受多孔板周向影响小,因此径向上总压差异大.

相反,负载端在小开孔率(0.351)时,总压分布沿径向变化不大,而沿周向变化显著.总压损失基本上局限于一个小扇区内,主要是由于该处无孔区导致.开孔率增加到0.479,上述趋势仍然保

持,只是径向上总压分布仍很均匀.开孔率增加到0.544,此时径向总压差变得较大起来.这表明,此时多孔板对总压畸变的影响已经变得次要了,流道曲率变成了主要因素.

图12~图17分别表示定配比(图例中用后缀p表示)和定总流量(图例中用后缀z表示)下,不同开孔率时,两流道出口总压恢复系数、马赫数和总压畸变随各自流量的变化关系.图12~图13表明在定配比情况下,随开孔率增加,总压恢复系数不断升高.开孔率增加,气体流过多孔板的面积增加,流过多孔板和流道的马赫数均降低,损失也均下降,因此总压恢复系数增加.定量上看,开孔率从0.351增大到0.544,由式(4)得气体流过多孔板损失减小;由式(2)和式(3),同一工况时,出口马赫数略微降低,总压恢复系数不断上升.

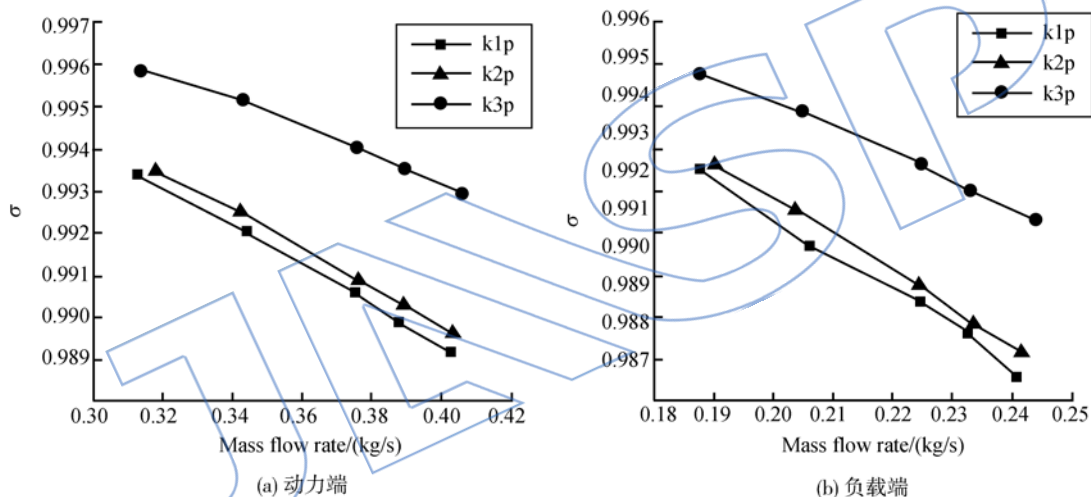


图12 定配比时总压恢复系数随流量变化关系图

Fig. 12 Total pressure recovery coefficient vs. mass flow rate at fixed proportion

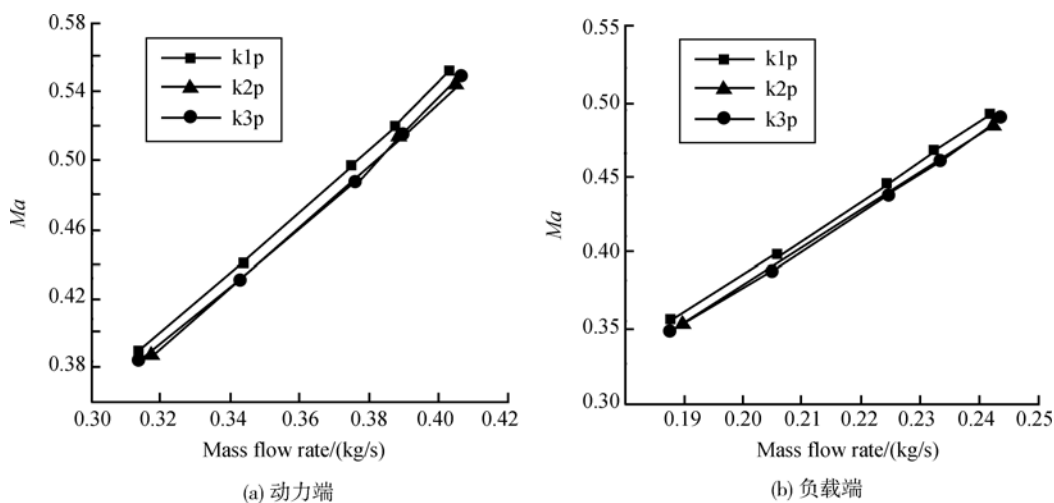


图13 定配比时马赫数随流量变化关系图

Fig. 13 Mach number vs. mass flow rate at fixed proportion

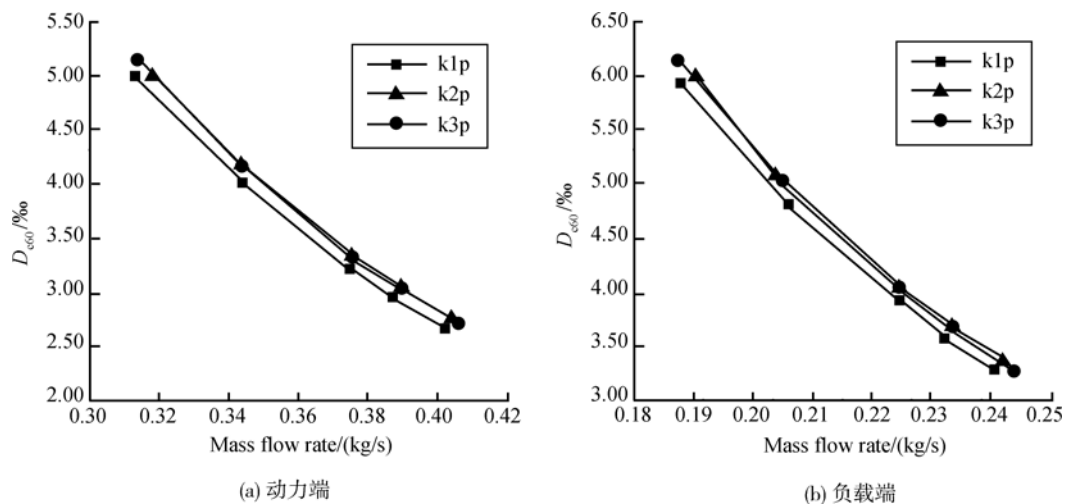


图 14 定配比时总压畸变随流量变化关系图

Fig. 14 Total pressure distortion vs. mass flow rate at fixed proportion

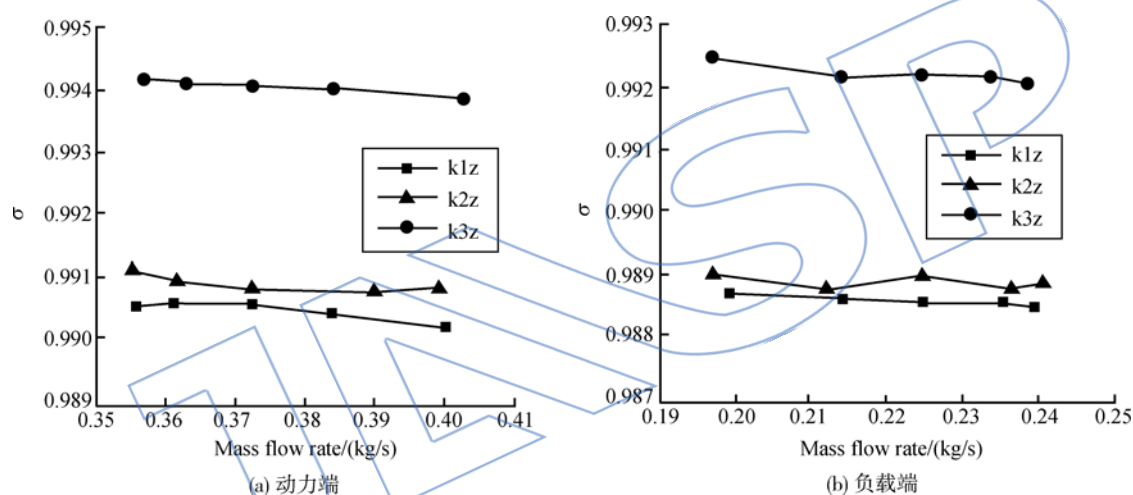


图 15 定总流量时总压恢复系数随流量变化关系图

Fig. 15 Total pressure recovery coefficient vs. mass flow rate at fixed total mass flow rate

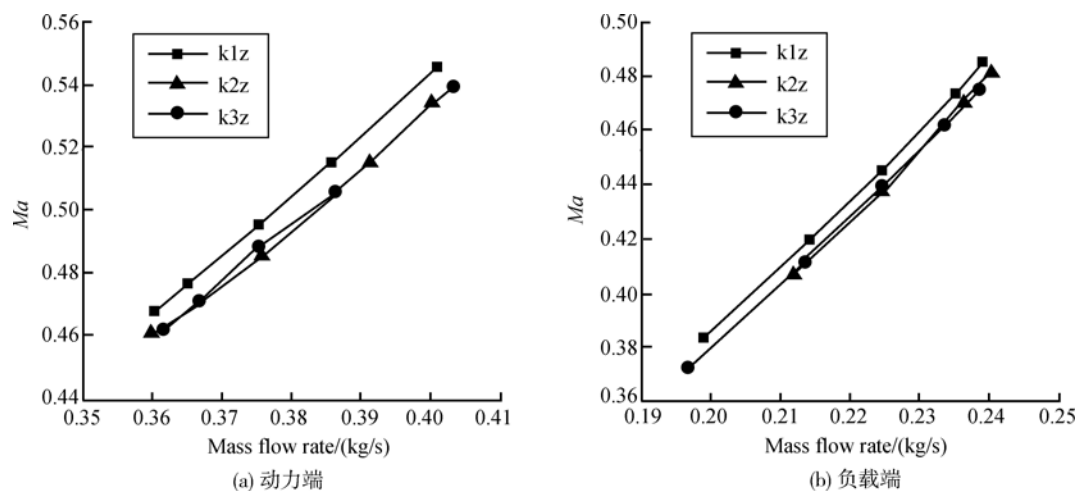


图 16 定总流量时马赫数随流量变化关系图

Fig. 16 Mach number vs. mass flow rate at fixed total mass flow rate

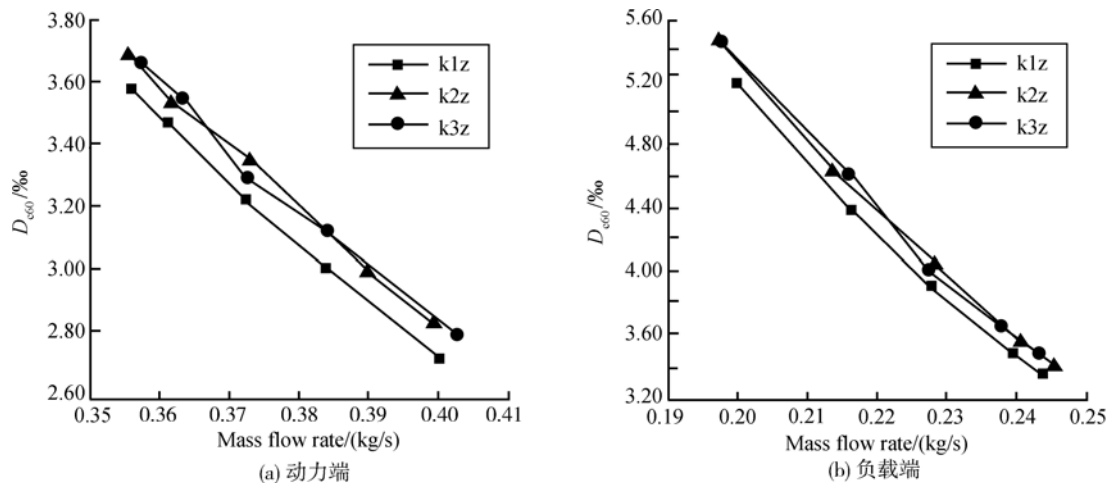


图 17 定总流量时总压畸变随流量变化关系图

Fig. 17 Total pressure distortion vs. mass flow rate at fixed total mass flow rate

如图 14 所示,定配比时,开孔率增加,总压畸变变化趋势基本相同,但在小开孔率下略有下降.总压畸变受多孔板和流道曲率共同影响,两者相互制约,多孔板在周向(除焊缝区)和轴向上均匀,对流体具有整流作用;流道曲率对出口流线具有扭曲作用.小开孔率时多孔板对出口总压畸变抑制作用强,总压畸变低.随开孔率增加,多孔板的通流能力增大,抑制作用逐渐减弱,而流道曲率影响逐渐增加,当增加一定程度时,出口总压畸变主要受流道曲率影响,所以总压畸变变化趋势基本相同.

如图 15~图 17 所示,定总流量时,同一配比下,当开孔率增加时,总压恢复系数与总压畸变的变化规律与定配比一致,其理由也类似于定配比情况.定配比与定总流量情况下,开孔率对动力端和负载端的影响规律基本一致.

3 结 论

对从多孔板到两个压气机入口的一类双压气机型带多孔板的 APU 进气系统进行了实验研究,得到的主要结论如下:

1) 设计工况(流量为 0.6 kg/s,配比为 1.67)时,动力端总压恢复系数高于负载端;总压畸变低于负载端.

2) 动力端与负载端的总压恢复系数和总压畸变指数均随流量的增加不断降低,总压恢复系数在定总流量时略有下降,而定配比时,几乎线性下降.总压畸变在周向上主要受多孔板无孔区影响,径向上主要受流道曲率影响.

3) 开孔率对该类 APU 进气系统气动性能有

重要影响,其选取时需要权衡进气防护与气动性能的需求.

4) 无论定配比还是定总流量情况下,开孔率对动力端和负载端的影响规律基本一致.随开孔率增加,两出口的总压恢复系数均增加,总压畸变变化趋势基本相同,小开孔率时略有下降.不同开孔率下,动力端的总压畸变以径向畸变为主.随着开孔率增加到 0.544,整个出口截面总压值加大.相反,负载端在小开孔率(0.351)时,总压畸变沿径向变化不大,而沿周向变化显著.开孔率增加到 0.544,径向总压差变得较大起来.此时多孔板对总压畸变的影响已经变得次要了,流道曲率变成了主要因素.

参考文献:

- [1] 冯大庸. 航空发动机设计手册:第 14 册 辅助动力装置及起动机[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [2] Turk M A, Zeiner P K. Advanced technology payoffs for future rotorcraft, commuter aircraft, cruise missile, and APU propulsion systems[R]. AIAA 86-1545, 1986.
- [3] Vanco M R, Wintucky W T, Niedzwiecki R W. An overview of the small engine component technology (SECT) studies[R]. AIAA 86-1542, 1986.
- [4] 赵运生, 胡骏, 吴铁鹰, 等. 大型民用飞机辅助动力装置性能仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1950-1958. ZHAO Yunsheng, HU Jun, WU Tieying, et al. Performance simulation of large civil aircraft auxiliary power unit [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1950-1958. (in Chinese)
- [5] 李东杰. 大型民机辅助动力装置关键技术[R]. 广东 深圳: 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会, 2007.
- [6] 金中平. 辅助动力装置及其标准发展综述[J]. 航空标准化

- 与质量,1998(4):19-22.
- JIN Zhongping. The review of auxiliary power units and its standard development[J]. Aeronautics Standardization and Quality,1998(4):19-22. (in Chinese)
- [7] 黄国平,梁德旺,何志强. 大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比[J]. 航空动力学报,2008,23(2):383-388.
- HUANG Guoping, LIANG Dewang, HE Zhiqiang. Comparison of technical characteristics of APU and micro turbine engines for large aircraft[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(2):383-388. (in Chinese)
- [8] Campbell D J. Revolutionary propulsion and power for 21st century aviation[J]. AIAA-2003-2561,2003.
- [9] Matsushima Y,Takeuchi T,Kohri I. Prediction method of engine compartment air flow using CFD analysis[J]. Japan Society of Automotive Engineerings Review,2000,21(2):197-203.
- [10] Jesus A B,Oliveira G L,Brodt C S. Methodology for the design of APU air inlets for regional commercial aircraft[J]. AIAA-2003-722,2003.
- [11] 邓智亮,唐宏刚,张乃昌,等. APU 进气管道口尺寸比例对进气性能影响研究[J]. 科技信息,2011(22):446-449.
- [12] Gorinevsky D,Dittmar K,Mylaraswamy D,et al. Model based diagnostics for an aircraft auxiliary power unit[C]// Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Control Application. Glasgow, Scotland; IEEE,2002:215-220.
- [13] Soo Y K,Sergey V Y. Performance analysis of an auxiliary power unit based on static/dynamic mathematic modeling [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007 Conference. Montreal,Canada;ASME,2007:1013-1022.
- [14] Rodgers C. The performance of single-shaft gas turbine load compress or auxiliary power units[R]. AIAA 83-1159,1983.
- [15] 汪明生,黄国平,傅鑫,等. 带输出轴的直升机进气道设计改进[J]. 航空动力学报,2010,25(12):2756-2762.
- WANG Mingsheng, HUANG Guoping, FU Xin, et al. Study of modifying helicopter inlet containing output shaft [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25 (12): 2756-2762. (in Chinese)
- [16] Perry R H, Gree D W, Maloney J O. Perry's chemical engineers' handbook [M]. 6th edition. New York; McGraw-Hill,1984.
- [17] Smith P L Jr, Van Winkle M. Discharge coefficients through perforated plates at Reynolds numbers of 400 to 3000[J]. AIChE Journal,1958,4(3):266-268.