

大落差长度比中介机匣气动性能试验 及数值模拟

刘建明, 郝晟淳, 武 卉, 赵 展, 张 雷, 李 昊
(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了考察中介机匣气动性能水平并验证设计方法, 对中介机匣进行了气动性能试验, 同时采用 NUMECA Fine 软件进行了相应的数值模拟。为了准确测量流过中介机匣内涵的气流流量, 设计了一种流量测量装置并进行了精度校核, 结果表明: 测量精度的相对偏差小于 1.5%。针对高进口马赫数时在进口平直段上两侧的壁面静压比中间区域小, 以及某些涵道比未能调节到目标进口马赫数的情况, 进行了相应的数值模拟并提出了解决方案。用单点总压管对内、外涵出口进行了扇面测量, 得到了内涵的总性能曲线、总压恢复系数径向变化曲线及内、外涵总压恢复系数云图, 并与计算结果进行对比, 结果表明: 内涵总性能曲线及内、外涵总压恢复系数云图的计算结果与试验结果吻合较好, 在设计状态下, 内、外涵出口测量截面的总压恢复系数分别为 0.992 1、0.986, 两数值均高于设计指标, 中介机匣具有较好的气动性能。

关 键 词: 中介机匣; 大落差长度比; 涵道比; 气动性能; 总压恢复系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental and numerical simulation on aerodynamic performance of large radius change to length ratio intermediate casing

LIU Jianming, HAO Shengchun, WU Hui,

ZHAO Zhan, ZHANG Lei, LI Hao

(Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to investigate the aerodynamic performance of the intermediate casing and verify the design method, the aerodynamic performance of the intermediate casing was experimented. At the same time, corresponding numerical simulations were carried out by using NUMECA Fine software. To accurately measure the flow through the core of the intermediate casing, a flow measurement device was designed and the accuracy was checked. Results showed the relative deviation of the measurement accuracy was less than 1.5%. Considering the wall static pressure on both sides of the inlet straight section was smaller than in the center area at high inlet Mach number, and some bypass ratios failed to be adjusted to the target inlet Mach numbers, corresponding numerical simulations were carried out and the solutions were proposed. A single hole total pressure probe was used to measure the sector of the core and bypass outlet. The total

收稿日期: 2021-05-31

作者简介: 刘建明(1984—), 男, 工程师, 硕士, 研究方向为叶轮机平面叶栅试验和扇形叶栅试验、涡轮级性能试验及 CFD。

E-mail: liujianming_chn@126.com

引用格式: 刘建明, 郝晟淳, 武卉, 等. 大落差长度比中介机匣气动性能试验及数值模拟[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1560-1568.

LIU Jianming, HAO Shengchun, WU Hui, et al. Experimental and numerical simulation on aerodynamic performance of large radius change to length ratio intermediate casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1560-1568.

performance curves and total pressure recovery coefficient radial change curves of the core, the total pressure recovery coefficient cloud images of the core and bypass were gained and compared with the calculated results. Results showed the core total performance curves, the core and bypass total pressure recovery coefficient cloud images of the calculated results were in good agreement with the experimental results. In the design state, the total pressure recovery coefficients of the core and bypass outlet measurement section were 0.9921 and 0.986, respectively, both were higher than the design indices, indicating the intermediate casing had good aerodynamic performance.

Key words: intermediate casing; large radius change to length ratio; bypass ratio; aerodynamic performance; total pressure recovery coefficient

中介机匣是涡扇发动机中连接低、高压压缩部件的重要过渡通道和主要承力件,由外机匣、承力支板、分流环、内机匣等构成。中介机匣通常为S型过渡段以适应流道的高度落差。为了提高发动机性能,需要增加涵道比,同时发动机的长度应尽可能短。高度落差的增大以及轴向尺寸的减小,使得落差长度比加大,从而降低中介机匣对气流的折转能力,存在气流分离的风险。中介机匣的流场品质对高压压气机及整机的性能有重要的影响,因此,对中介机匣进行相关研究显得十分必要。

Dueñas等^[1]通过试验和数值模拟的方法,研究了压气机过渡段长度对过渡段性能的影响,结果表明:随着过渡段长度的减小,损失增大的主要原因是附面层的分离,分离的尺度严重依赖于雷诺数。Bailey等^[2]通过对环形S形过渡段试验,对其气动性能进行了评估,指出过渡段入口带单级压气机,相对于不带压气机的情况,气流在过渡段内不易发生分离,但压气机的尾迹掺混会增加过渡段的损失。Walker等^[3]研究的紧凑型S形压气机过渡段结合了上游压气机出口导叶(OGV)的设计。为了消除支板与轮毂之间的角区分离,降低过渡段流动损失,Naylor等^[4]设计了非轴对称端壁的压气机S形过渡段并进行了试验,结果表明:支板与轮毂之间的角区分离被完全消除。Karakasis等^[5]采用试验和数值模拟的方法,研究了上游压气机对非轴对称端壁的S形过渡段性能的影响。Walker等^[6]采用数值模拟和试验手段,研究了过渡段放气对紧凑型S形压气机过渡段性能的影响,结果表明:和传统设计相比,在长度减小约30%的情况下,损失降低约20%。Wallin等^[7-8]、Walker等^[9]提出了移除过渡段上游压气机的最后一排静子、支板带弯角的设想,以达到缩短压气机长度的目的。

国内的科研人员也对中介机匣进行了相关研究,内容包括设计、试验及数值模拟。邓小明等^[10]、高丽敏等^[11]、阙晓斌等^[12-13]、金东海等^[14]在压气机过渡段设计方面进行了研究。中介机匣的试验研究包括进气条件^[15]、进气畸变^[16]、外涵调节^[17]、探针测量布局^[18]对性能的影响以及几何结构的试验验证^[19]等方面。中介机匣数值模拟方面的研究也有公开发表的文献^[20-22],但较少。

本研究的中介机匣为高逆压梯度紧凑型中介机匣,具有落差大、负荷高的特点,中径落差长度比 $\Delta R/L_c$ 为0.49, ΔR 为中介机匣进出口截面中径落差, L_c 为中介机匣长度。为了考察中介机匣性能水平并验证中介机匣设计方法,以中介机匣扇形段为试验研究对象,用移位机构带动单点总压管对内、外涵出口进行了扇面测量,得到了总压恢复系数随马赫数、涵道比变化的曲线,总压恢复系数的径向变化曲线、云图,同时借助CFD软件NUMECA Fine进行相应的数值模拟,为分析试验结果提供支撑。

1 试验方案

1.1 试验件

中介机匣试验件加工成扇形以节省加工和试验成本,扇形角度为 90° ,包含2个完整的通道,其S1流面示意图如图1所示,试验件结构如图2所示,试验件如图3所示。

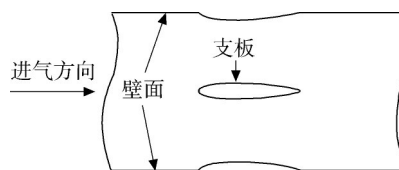


图1 试验件S1流面示意图

Fig.1 Schematic diagram of the experiment specimen S1 flow surface

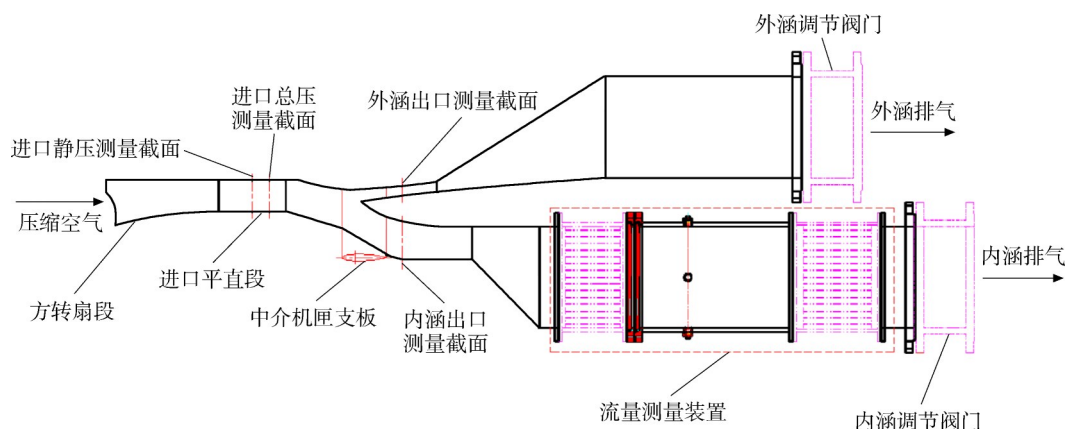


图2 试验件结构图

Fig.2 Structure diagram of the experiment specimen



图3 试验件

Fig.3 Experiment specimen

1.2 试验设备

试验在中国航空发动机集团有限公司沈阳发动机研究所扇形叶栅试验器上进行。试验时,来自空压站的压缩空气流经过滤段、进气管道到达流量喷嘴,在此进行流量测量后进入主体管道,然后经过前整流段、后整流段,进入进口转接段及试验件,最终经排气消声筒排入大气。主要使用设备如下:

1) 流量喷嘴。用以测量试验气流总质量流量(文中简称流量) $q_{m,0}$,流量测量范围为5~15 kg/s。

2) 内涵流量测量装置。用以测量流过内涵的气流流量 $q_{m,n}$ 。

3) 径向及角向移位机构 RTA190。径向移位范围为190 mm,分辨率为0.01 mm,精度为 ± 0.05 mm;角向转动范围为 $\pm 180^\circ$,分辨率为 0.1° ,精度为 $\pm 0.25^\circ$ 。

4) 切向移位机构 RTB200。切向移位范围为200 mm,分辨率为0.01 mm,精度为 ± 0.05 mm。

1.3 测试方案与试验状态点

测试方案如下:

1) 中介机匣进口前布置一段平直段,长度为200 mm。平直段上距中介机匣进口100 mm处,周向布置12点壁面静压,其中内壁静压为5点,

外壁静压为7点;距中介机匣进口50 mm处,周向布置3支6点总压管a、b、c。壁面静压、总压管测得的总压计算得到控制试验状态的进口马赫数 Ma_1 。进口壁面静压测点、进口总压管的分布如图4所示。性能试验时,为了减小总压管对流场的干扰,只保留总压管a。

2) 内、外涵出口距离支板尾缘约0.35倍支板弦长处,用移位机构带动单点总压管,测量支板内、外涵出口扇面总压场。试验时只测取了周向 22.5° 、包含半个支板的半个栅距范围内扇面的总压。

3) 内涵出口管道截面上测量径向总压、径向总温、周向壁面静压,以测量内涵的气体流量。

进口马赫数 $Ma_1=0.25, 0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5$,涵道比 $B=0.239, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.665$,设计状态 $Ma_1=0.37, B=0.253$ 。

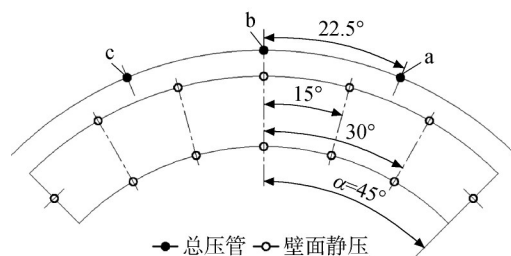


图4 进口壁面静压测点和进口总压管分布

Fig.4 Distribution of the inlet wall static pressure measurement points and inlet total pressure probes

1.4 数据处理

内涵流量 $q_{m,n}$

$$q_{m,n} = Kp^* / \sqrt{T^*} Aq(\lambda) \quad (1)$$

式中 $K = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}}$, κ 为等熵指数, R 气体常数; p^* 为总压; T^* 为总温; A 为有效流通面积; $q(\lambda)$ 为流量函数, 由 p^* 、 T^* 计算得到。

涵道比 B

$$B = q_{m,w} / q_{m,n} \quad (2)$$

式中 $q_{m,w}$ 为外涵流量, $q_{m,w} = q_{m,0} - q_{m,n}$ 。

内涵总压恢复系数 σ_n

$$\sigma_n = p_{2t,n} / p_{1t} \quad (3)$$

式中 $p_{2t,n}$ 为内涵出口扇面平均总压, p_{1t} 为进口总压管测量得到的平均总压。

外涵总压恢复系数 σ_w

$$\sigma_w = p_{2t,w} / p_{1t} \quad (4)$$

式中 $p_{2t,w}$ 为外涵出口扇面平均总压。

2 结果及分析

2.1 内涵流量测量精度校核

本研究需要变化涵道比, 因此需要测量内、外涵的流量。流量测量的精度直接影响到涵道比的准确度, 进而影响对中介机匣气动性能的判断, 因此准确测量流量显得十分必要。

在试验测试方案设计阶段, 评估了3种内涵流量的测量方案: ①内涵出口管道上安装流量孔板; ②内涵出口管道上安装流量计; ③内涵出口管道上选一截面测量径向的总压和总温, 以及周向壁面静压, 根据文中第1.4节的式(1)计算流量, 总压、总温均按环面积加权平均计算得到, 壁面静压按算术平均计算得到。为了达到较高的测量精度, 流量孔板和流量计对前、后直管段的长度有严格的要求, 而试验厂房的空间不能满足此要求。方案③只要求在测量截面处流场均匀即可, 因此, 选择方案③测量内涵流量。

中介机匣内涵气流流经扇转圆段后, 流场非常不均匀。为了在测量截面处获得均匀流场, 以准确地测量内涵流量, 设计了一种流量测量装置。在内涵扇转圆段出口放置一个网格为正六边形的蜂窝器, 再放置两道整流网, 在内涵出口阀门前放置一个矩形网格的整流器以减小出口阀门对流场的干扰, 测量装置如图5所示。正式试验前, 对内涵流量测量装置的测量精度进行了校核。外涵阀门全关状态下, 分别在 $Ma_1 = 0.2, 0.25, 0.3, 0.321$ 时对流量进行了测量, 图6为总流量与内涵流量的变化曲线。在各马赫数下, 内涵流量与总流量

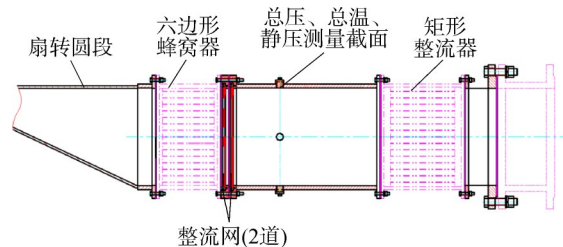


图5 内涵流量测量装置

Fig.5 Measurement device of the core mass flow

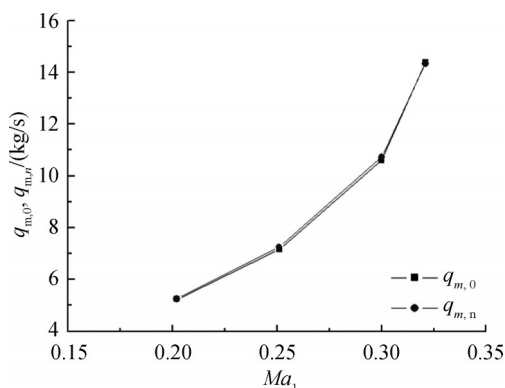


图6 总流量与内涵流量变化曲线

Fig.6 Change curves of the total and the core mass flow

的相对偏差均小于1.5%, 偏差较小, 流量测量的精度较高。

2.2 进口流场均匀性测量

本试验件要求进口流场尽可能均匀。将内外涵阀门全开, 在进口马赫数 $Ma_1 = 0.25, 0.35, 0.45, 0.5$ 状态下, 对进口流场进行了测量。图7为各马赫数下进口总压 p_{1t} 径向变化曲线, 图中 p_a 、 p_b 、 p_c 表示总压管 a、b、c 测量得到的总压, $\bar{H}$ 为相

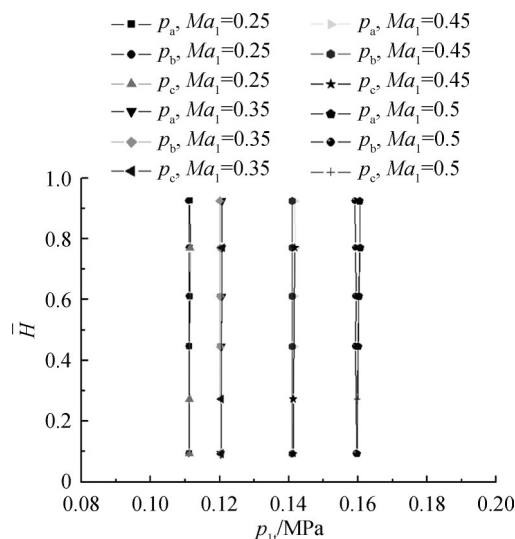


图7 进口总压径向变化曲线

Fig.7 Radial change curves of inlet total pressure

对通道高度。由图 7 可得,在各马赫数下,各总压管压力值的一致性较好,总压径向和周向分布比较均匀。图 8 为各马赫数下进口壁面静压 p_{1s} 周向变化曲线, p_{1sn} 、 p_{1sw} 分别为内、外壁静压, α 为静压测点周向位置。由图 8 可得,在各马赫数下,内、外壁静压的一致性较好,周向分布比较均匀;越靠近两侧,内壁静压和外壁静压的值越小,此趋势随进口马赫数的增大变得越明显。

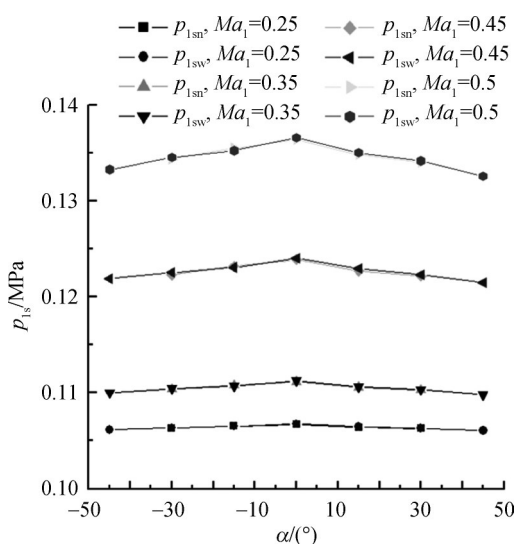


图 8 进口壁面静压周向变化曲线

Fig.8 Circumferential change curves of inlet wall static pressure

为了进一步分析在高进口马赫数下,两侧的壁面静压比中间区域小的原因,分别对平直段长度 L 为 200、400 mm 时的试验件进行数值模拟。选用 SST(剪切应力输运)双方程湍流模型求解雷诺平均 N-S(纳维-斯托克斯)方程的雷诺应力,计算给定进口总温、总压、湍流度及气流方向,出口给定平均静压,固体壁面采用绝热无滑移边界条件。中介机匣计算模型如图 9 所示,网格数量分别约为 427 万、461 万。

图 10、图 11 分别为 $Ma_1=0.5$ 时距中介机匣进口 100 mm 处,外壁静压 p_{1sw} 、50% 通道高度马赫数 Ma_m 沿 y 向(周向)的变化曲线。由图 10、图



图 9 中介机匣计算模型

Fig.9 Computational model of the intermediate casing

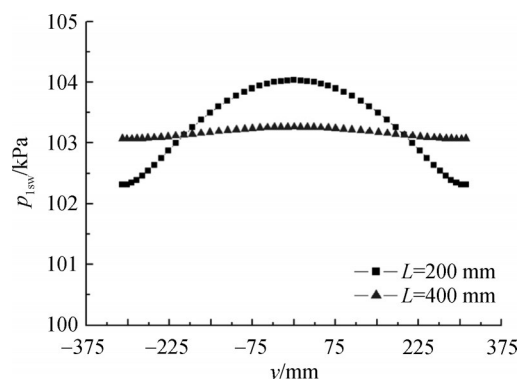


图 10 外壁静压沿 y 向变化曲线

Fig.10 Static pressure change curves of the outer wall along the y direction

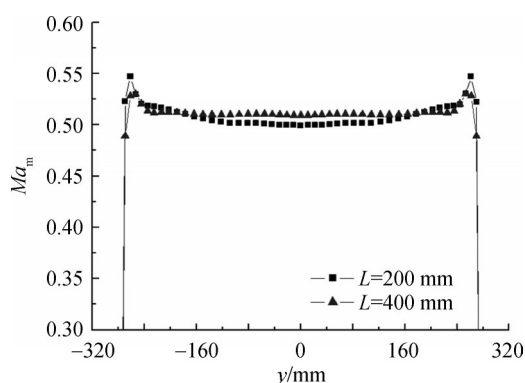


图 11 50% 通道高度马赫数沿 y 向变化曲线

Fig.11 Mach number change curves of the 50% channel height along the y direction

11 可得, $L=400$ mm 时,外壁静压以及 50% 通道高度马赫数沿 y 向分布的均匀性要比 $L=200$ mm 时的好。由此可得,试验件进口平直段的长度偏短,使得位于方转扇段后的进口平直段对气流的缓冲作用不明显,从而导致两侧的壁面静压比中间区域小。为了在壁面静压测量截面获得均匀性良好的气流,以保证进口马赫数测量的准确度,进口平直段应足够长,不宜过短。

2.3 状态点调节

某些状态点 $Ma_1=0.45$ 、 $B=0.239$ 、0.3 和 $Ma_1=0.5$ 、 $B=0.239$ 、0.3、0.4,试验时增大试验件进口压力,仍然不能调节到目标进口马赫数。

针对以上情况,对气流流动情况进行了分析。图 12 为内涵内壁壁面静压沿 z 向(轴向)测点分布。图 13 为外涵阀门全关、内涵阀门全开状态下,进口马赫数达到极限时(此时 $Ma_1=0.326$),内涵内壁等熵马赫数 Ma_{ad} 沿 z 向变化曲线。由图 13 可得,等熵马赫数的最大值为 0.46,在内涵流道内,气流处于亚临界状态。

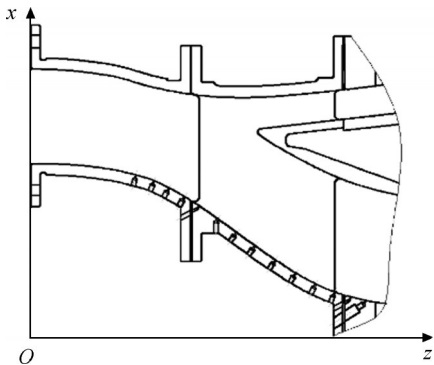


图 12 内涵内壁壁面静压沿 z 向测点分布
Fig.12 Distribution of static pressure measurement points along the z direction on inner wall of the core

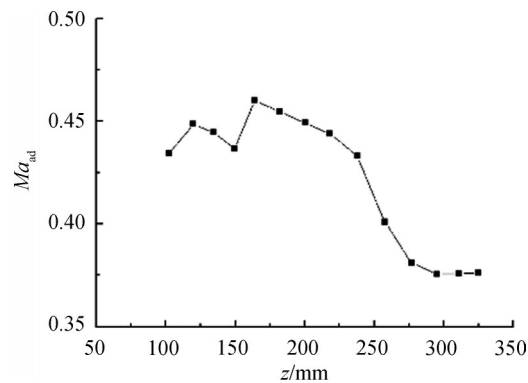


图 13 内涵内壁等熵马赫数沿 z 向变化曲线
Fig.13 Isentropic Mach number along the z direction change curve of the core inner wall

随后对带阀门的内涵出口管道进行了建模计算,为了简化建模和加速收敛,阀门的转动轴和阀板按面积等效的原则简化成一个阀板,同时对阀门出口段进行了延伸。试验所用的 DN300 蝶阀如图 14 所示,内涵管道计算模型如图 15 所示,进口总压为内涵出口管道实测总压,出口背压为大气压。图 16 为阀门流道内某一横截面的马赫数 Ma_v 分布云图。由图 16 可得,该横截面主流区的

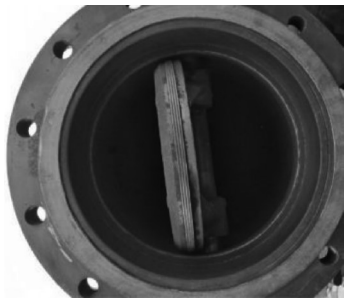


图 14 试验所用蝶阀
Fig.14 Butterfly valve used in the experiment

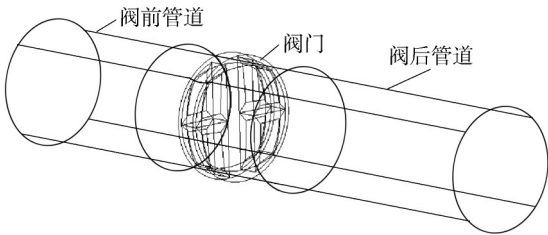


图 15 内涵管道计算模型
Fig.15 Computational model of the core tube

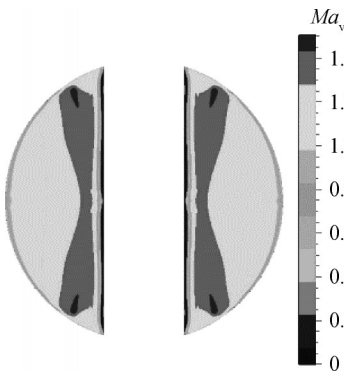


图 16 阀门横截面马赫数分布云图
Fig.16 Mach number distribution cloud image of the valve cross section

马赫数大于 1。根据气动理论,从亚声速到超声速连续流动的气流,必定存在马赫数等于 1 的临界截面。据此可以推断,在阀门流道内存在临界截面,此临界截面导致某些涵道比,未能调节到目标进口马赫数。在阀门全开状态下,阀门的有效流通面积与管道总流通面积之比约为 63.8%,阀门有效流通面积占比不大,流道先收缩后扩张,当中介机匣进口马赫数较高时,阀门流道内容易出现临界截面。

为了解决某些状态点的调节问题,可将蝶阀换成闸阀以增大流通面积。相对于蝶阀,闸阀的不足之处是占用空间大和调节响应偏慢,但可实现流道的全开和全闭,避免在蝶阀处出现临界截面,从而实现目标进口马赫数的调节。

2.4 内涵总性能曲线

图 17 为不同涵道比下,内涵出口测量截面总压恢复系数 σ_n 随进口马赫数 Ma_1 变化曲线,图 18 为不同进口马赫数下,内涵出口测量截面总压恢复系数随涵道比 B 变化曲线,图例中 cal. 为计算结果,其余为试验结果。由图 17、图 18 可得,计算与试验结果的一致性较好;当涵道比一定时,总压恢复系数随马赫数的增大而减小;当马赫数一定时,总压恢复系数随涵道比的增大也减小。

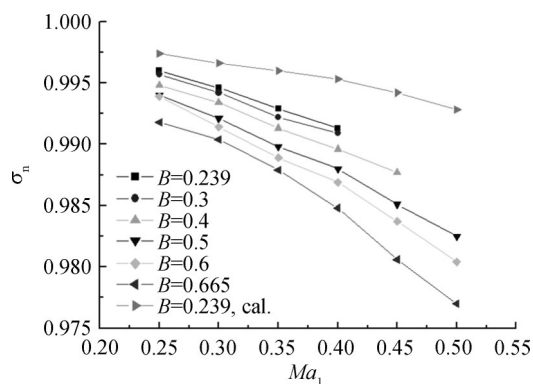


图17 总压恢复系数随进口马赫数变化曲线

Fig.17 Change curves of the total pressure recovery coefficient with the inlet Mach number

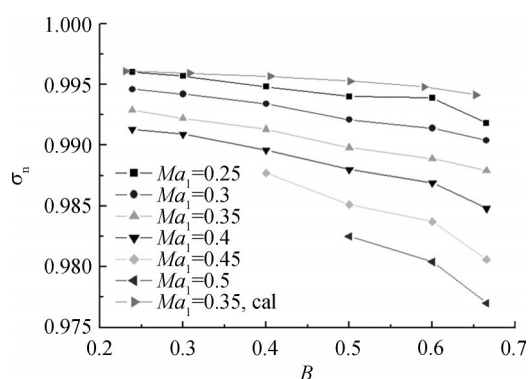


图18 总压恢复系数随涵道比变化曲线

Fig.18 Change curves of the total pressure recovery coefficient with the bypass ratio

2.5 内涵总压恢复系数径向变化曲线

图19为 $Ma_1=0.35$,内涵出口测量截面在不同涵道比时的总压恢复系数径向变化曲线。由图19可得,当马赫数一定时,不同涵道比的总压恢复系数径向变化的趋势相同。当涵道比一定时,随着相对高度的增大,总压恢复系数先增大,在到

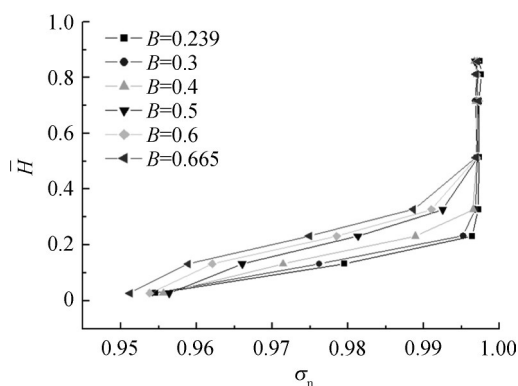


图19 总压恢复系数径向变化曲线

Fig.19 Radial change curves of the total pressure recovery coefficient

达一定高度之后小幅波动。当相对高度小于0.5时,在相同高度处(附面层内靠近内壁的点除外),总压恢复系数随涵道比的增大而减小;当相对高度大于0.5时,在相同高度处,不同涵道比的总压恢复系数的差异较小。内壁附近区域的总压损失相对较大。

2.6 内涵总压恢复系数云图

图20、图21分别为在设计状态时,内涵出口测量截面总压恢复系数云图的计算和试验结果。由图20、图21可得,计算结果与试验结果的分布趋势比较吻合,内壁附面层经过发展变厚,导致内壁附近区域总压损失相对较大;在离内壁较远的主流区内,总压恢复系数分布比较均匀。在设计状态下,内涵出口测量截面的总压恢复系数为0.992 1,高于设计指标0.99,具有较好的性能。

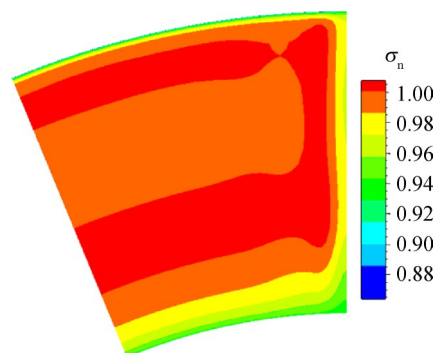


图20 内涵出口总压恢复系数云图(计算结果)

Fig.20 Cloud image of the total pressure recovery coefficient at the core outlet (computational result)

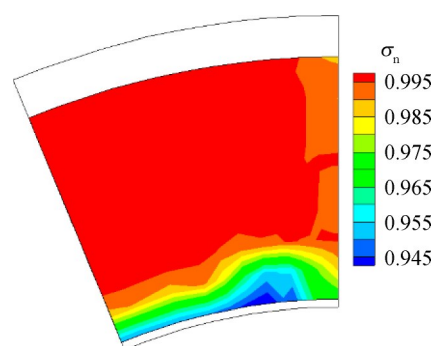


图21 内涵出口总压恢复系数云图(试验结果)

Fig.21 Cloud image of the total pressure recovery coefficient at the core outlet (experimental result)

2.7 外涵总压恢复系数云图

图22、图23分别为设计状态下,外涵出口测量截面总压恢复系数 σ_w 云图的计算和试验结果。

由图22、图23可得,计算结果与试验结果的分布趋势比较吻合。由图22可得,外壁附近区域的总压恢复系数比内壁附近区域的小,外壁附面层经过发展变厚,导致外壁附近区域总压损失相对较大;内壁附近区域的总压恢复系数比较均匀。由于外涵测量扇面较大,为了保护测量探针,试验时对探针的移动范围进行了限制。为了评估外涵出口测量截面的总压恢复系数,将最下方等环面的测试数据视同未测量区域的数据,由此得到在设计状态下,外涵出口测量截面的总压恢复系数为0.986,高于设计指标0.985,具有较好的性能。

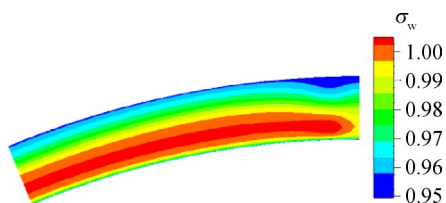


图22 外涵出口总压恢复系数云图(计算结果)
Fig.22 Cloud image of the total pressure recovery coefficient at the bypass outlet (computational result)

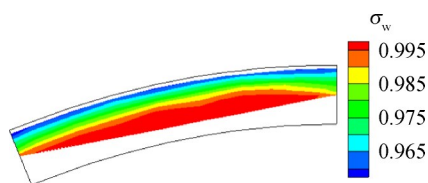


图23 外涵出口总压恢复系数云图(试验结果)
Fig.23 Cloud image of the total pressure recovery coefficient at the bypass outlet (experimental result)

3 结 论

根据以上结果和分析,可以得到以下结论:

1) 所设计的内涵流量测量装置具有较高的测量精度。测量精度校核结果表明,相对偏差小于1.5%。

2) 中介机匣的进口流场比较均匀。数值模拟结果表明,为了在壁面静压测量截面获得均匀性良好的气流,以保证进口马赫数测量的准确度,进口平直段应足够长,不宜过短。

3) 数值模拟结果表明,阀门流道内存在临界截面,导致某些涵道比,未能调节到目标进口马赫数。可将蝶阀换成闸阀以增大流通面积,避免在蝶阀处出现临界截面,从而实现目标进口马赫数

的调节。

4) 内涵总性能曲线的计算结果与试验结果的一致性较好。当涵道比一定时,总压恢复系数随马赫数的增大而减小;当马赫数一定时,总压恢复系数随涵道比的增大也减小。

5) 当马赫数一定时,不同涵道比的总压恢复系数径向变化的趋势相同。当涵道比一定时,随着相对高度的增大,总压恢复系数先增大,在到达一定高度之后小幅波动。

6) 内、外涵出口测量截面的总压恢复系数云图的计算结果与试验结果的分布趋势比较吻合。在设计状态下,内涵出口测量截面的总压恢复系数为0.992 1,外涵测量截面的总压恢复系数为0.986,均高于设计指标,具有较好的性能。

致谢:

参加此项研究工作的还有中国航空发动机集团有限公司沈阳发动机研究所叶轮机试验研究室的才彦双、刘宇、高飞龙、王旭、杜秉锴、杨特、王冠雄、张凯、雷士远、刘曹飞、赵冬、孙杰森、姜智博,压气机设计研究室的国睿、胡丹,在此表示衷心感谢!

参考文献:

- [1] DUEÑAS 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.
- [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] WALKER A D, BARKER A G, CARROTTE J F, et al. Integrated OGV design for an aggressive S-shaped compressor transition duct[R]. ASME Paper GT2011-45627, 2011.
- [4] NAYLOR E M J, DUEÑAS C O, MILLER R J, et al. Optimisation of non-axisymmetric endwalls in compressor S-shaped ducts[R]. ASME Paper GT2008-50448, 2008.
- [5] KARAKASIS M K, NAYLOR E M J, MILLER R J, et al. The effect of an upstream compressor on a non-axisymmetric S-duct[R]. ASME Paper GT2010-23404, 2010.
- [6] 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.
- [7] WALLIN F, JOHANSSON P, ROBERTSSON T. Design of integrated turning vanes for a compressor transition duct [R]. International Symposium on Air Breathing Engines, IS-ABE-2011-1213, 2011.
- [8] WALLIN F, BERGSTEDT R, WALKER A D, et al. Aero-design and validation of turning struts for an intermediate

- compressor duct[R]. International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE-2015-20089, 2015.
- [9] WALKER A D, BARKER A G, MARIAH I, et al. An aggressive S-shaped compressor transition duct with swirling flow and aerodynamic lifting struts[R]. ASME Paper GT2014-25844, 2014.
- [10] 邓小明, 高丽敏, 冯旭栋, 等. 压气机中介机匣三点 NURBS 曲线参数化方法[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(7):1330-1333.
- DENG Xiaoming, GAO Limin, FENG Xudong, et al. Three-points NURBS parameterized method for compressor intermediate duct[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(7):1330-1333. (in Chinese)
- [11] 高丽敏, 冯旭栋, 陈璇, 等. 关于压气机过渡段设计方法的探讨[J]. 航空学报, 2013, 34(5):1057-1063.
- GAO Limin, FENG Xudong, CHEN Xuan, et al. Exploration about compressor intermediate duct design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5):1057-1063. (in Chinese)
- [12] 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):459-465.
- 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):459-465. (in Chinese)
- [13] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 轴流压缩系统带支板过渡段的轴对称等效方法[J]. 航空学报, 2010, 31(9):1715-1722.
- QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. Axisymmetric equivalent of S-shaped transition duct with struts in axial compression systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9):1715-1722. (in Chinese)
- [14] JIN Donghai, LIU Xiwu, ZHAO Weiguang, et al. Optimization of endwall contouring in axial compressor S-shaped ducts[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4):1076-1086.
- [15] 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)
- [16] 庄皓琬, 李斌, 滕金芳, 等. 进气畸变对大涵道比发动机压气机中介机匣性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(22):9229-9233.
- ZHUANG Haowan, LI Bin, TENG Jinfang, et al. Effect of inlet distortion on performance of the compressor intermediate casing of a high bypass ratio aero engine[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(22):9229-9233. (in Chinese)
- [17] 王迎国, 吴晓东, 向宏辉, 等. 外涵调节对中介机匣性能影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(1):38-42.
- WANG Yingguo, WU Xiaodong, XIANG Honghui, et al. Experimental study on performance impact of bypass regulation on intermediate casing[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(1):38-42. (in Chinese)
- [18] 魏崇, 向宏辉, 刘志刚, 等. 探针测量布局对中介机匣流场影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(5):44-47, 62.
- WEI Chong, XIANG Honghui, LIU Zhigang, et al. Experimental investigation for effect of probe measurement position on flowfield of intermediate duct[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(5):44-47, 62. (in Chinese)
- [19] 李斌, 吴亚东, 滕金芳, 等. 压气机中介机匣几何结构的试验验证[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10):2326-2331.
- LI Bin, WU Yadong, TENG Jinfang, et al. Experimental validation of geometry of compressor intermediate casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10):2326-2331. (in Chinese)
- [20] 韦禹, 羌晓青, 董威, 等. 中介机匣可调放气活门数值研究[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(31):13061-13066.
- WEI Yu, QIANG Xiaoqing, DONG Wei, et al. Numerical study of variable bleed valve of intermediate casing duct[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(31):13061-13066. (in Chinese)
- [21] 辛亚楠, 李家军, 韩阳, 等. 大径向落差长度比中介机匣气动特性研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4):808-814.
- XIN Yanan, LI Jiajun, HAN Yang, et al. Numerical study on aerodynamic characteristics of a large radius change to length ratio intermediate Duct[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(4):808-814. (in Chinese)
- [22] 张耀光, 杨琳. 压气机紧凑 S 形过渡段内周向弯静子性能数值计算[J]. 航空发动机, 2020, 46(3):7-13.
- ZHANG Yaoguang, YANG Lin. Numerical calculation of circumferential curved stator performance in aggressive S-shaped transition duct of compressor[J]. Aeroengine, 2020, 46(3):7-13. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)