

文章编号:1000-8055(2013)01-0171-09

低雷诺数亚声速扩压平面叶栅试验

凌代军, 王 晖, 马昌友

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘 要: 采用试验方法研究了某亚声速扩压叶型叶片表面和尾迹区气流在低雷诺数条件下的流动特点, 获得了叶型损失系数在不同雷诺数情况下的变化规律. 试验结果表明: 随着低雷诺数降低, 叶片表面马赫数分布以及叶栅尾迹区流动均发生剧烈的变化, 叶型损失系数也急剧增大; 叶型性能变化的转折雷诺数随进口马赫数增大而增大; 低雷诺数下叶片吸力面的流动分离是引起叶栅尾迹特性改变和损失系数迅速增大的主要原因.

关 键 词: 低雷诺数; 平面叶栅; 气动性能; 尾迹区; 损失系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Subsonic compressor plane cascade experiment at low Reynolds number

LING Dai-jun, WANG Hui, MA Chang-you

(China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: The characteristics of flow in wake area and on blade surface had been obtained by experiment and so was the coefficient changing rule in different Reynolds number conditions. The experimental results show that with the Reynolds number decreasing, great changes happen in wake area and to Mach number distribution on blade surface. At the same time, the loss coefficient of cascade increasing rapidly. At low Reynolds number, the turning Reynolds number of this profile is bigger with the inlet Mach number increasing. The main reason for loss coefficient increasing and great changes in wake area is the flow separation on suction surface in very low Reynolds number condition.

Key words: low Reynolds number; plane cascade; aerodynamic performance; wake area; loss coefficient

由于在军、民用领域具有广阔的应用前景和巨大的性能优势, 高空长航时无人机已成为各航空强国竞相发展的新型航空武器平台, 满足使用环境和任务特点要求的推进技术是此类飞行器发展所面临的主要困难之一^[1]. 高空长航时无人机一般采用大涵道比小型涡扇发动机为动力, 其小尺寸、高空、低马赫数巡航特点所确定的低雷诺数工作条件是它区别于普通航空动力的典型特征. 低雷诺数状态下, 发动机主要核心部件的流通能

力和效率降低, 整机稳定工作裕度降低, 推力减小, 耗油率增大, 对飞行器飞行高度、有效载荷以及留空时间等重要战术性能指标的实现带来巨大影响^[2-3]. 国外已公开的无人机动力(AE3007H 和 PW545)试验研究结果也表明低雷诺数效应是影响发动机部件和整机性能的主要因素^[4-5]. 常规航空燃气轮机气动热力设计体系建立在高雷诺数($Re > 2.5 \times 10^5$)基础上, 而高空长航时无人机动力的巡航状态工作雷诺数可低至 $1 \times 10^4 \sim 2 \times 10^4$,

收稿日期: 2012-01-02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.171_024.html

作者简介: 凌代军(1971—), 男, 四川资阳人, 研究员, 硕士, 主要从事叶轮机械叶型气动性能试验及分析工作.

因此研究并改善低雷诺数条件对发动机核心部件气动性能的影响已成为高空长航时无人机动力的关键问题。

在不同雷诺数范围内,气流在叶片槽道固壁表面(叶片表面、风洞或机匣壁面)的流动呈层流、湍流,以及层流-湍流间转换等复杂流态,不同流态的流动规律和特性有着巨大的差异,对叶型气动性能影响也各不相同。当前的气体动力学湍流理论以及数值模拟技术都还不能准确、全面地刻画低雷诺数条件下叶轮机叶片槽道内不同流态的本质特征及其演化规律。因此,用试验的方法研究低雷诺数条件下气流在叶片槽道内的流动特性和规律,验证和校核叶型在低雷诺数条件下的性能,为叶型改进设计提供支持,对于发展和完善低临界雷诺数叶型设计方法,提升高空长航时无人机的性能具有重要意义。目前,国外已有多型适应高空长航时无人机要求的动力装机应用^[6],但国内在低雷诺数航空叶轮机气动设计研究方面起步较晚,已开展的研究多集中于理论探索、数值模拟和低速试验范围内^[7-15],相应动力产品尚属空白。因此,开展满足工程应用研究需要的高速、低雷诺数叶型气动性能试验研究是非常必要的。

1 试验设备与试验方法

1.1 试验设备及试验件

为开展低雷诺数条件下的叶栅气动性能试验

研究,中国航空工业集团公司中国燃气涡轮研究院利用现有气源机组能力在原直排大气式超、跨声速平面叶栅试验器基础上进行了低雷诺数叶栅试验设备改造和调试,改造后的试验器是目前国内变雷诺数范围最宽广的高速叶栅试验器^[16],试验器示意图见图1。试验段改造采用在原试验段内嵌密封试验舱的方式进行,缩小了试验段截面积以适应较小的试验件叶片弦长和高度,同时也降低了试验对抽气流量要求,可降低试验成本。在开展低雷诺数试验时,试验器为1座连续吸气式亚声速叶栅试验风洞,试验器进口采用大气节流进气,低压密封试验段出口经收集器和管道与抽气机组相连。试验器由进气调节系统、补气调节系统、喷管、试验段、收集器以及相应的测控系统组成。试验器试验段截面为 $110\text{ mm} \times 220\text{ mm}$,试验件进口马赫数范围为 $Ma_1 = 0.3 \sim 1.0$,单级抽气条件下稳压段最低绝对压力为 14 kPa 。

在试验件设计时,为尽可能降低叶栅试验雷诺数,综合叶片加工工艺及测量布置要求选择了较小的叶型缩放系数,以降低试验件特征尺寸。试验件叶片采用与常规高雷诺数叶片相同加工工艺,叶片表面粗糙度 $R_a = 1.6$ 。叶栅试验件几何和气动参数为:叶片数 $n = 8$;叶片弦长 $b = 40\text{ mm}$;栅距 $t = 30.2\text{ mm}$;展弦比 $h/b = 2.75$;稠度 $b/t = 1.325$;设计进气角 $\beta_1 = 45.8^\circ$;设计出气角 $\beta_2 = 75^\circ$,风洞试验段及叶栅参数见图2。

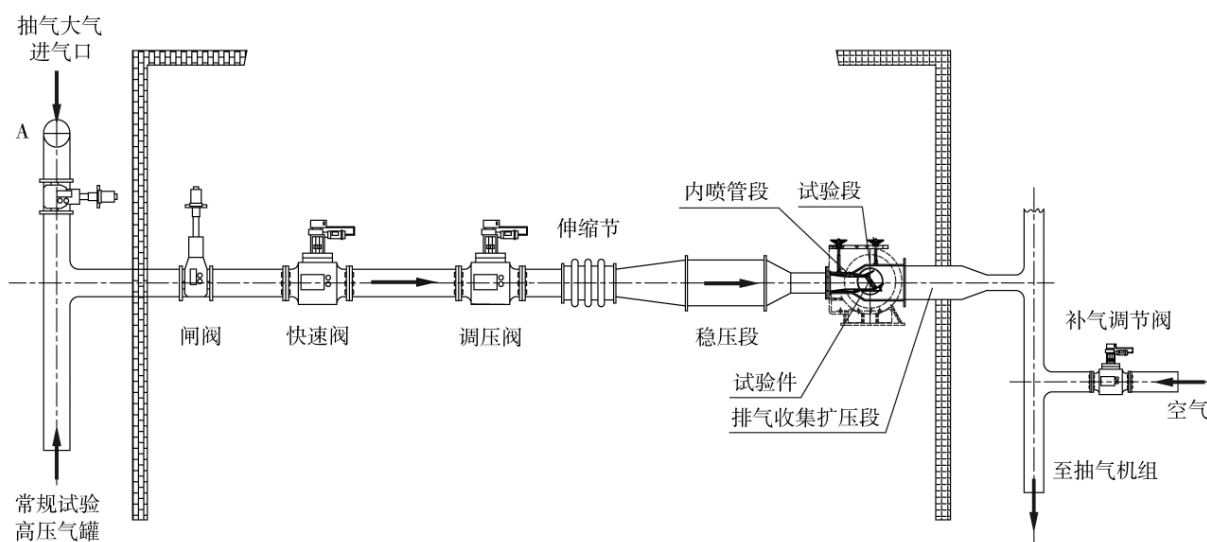


图1 低雷诺数叶栅试验器示意图

Fig. 1 Low Reynolds number cascade facility sketch

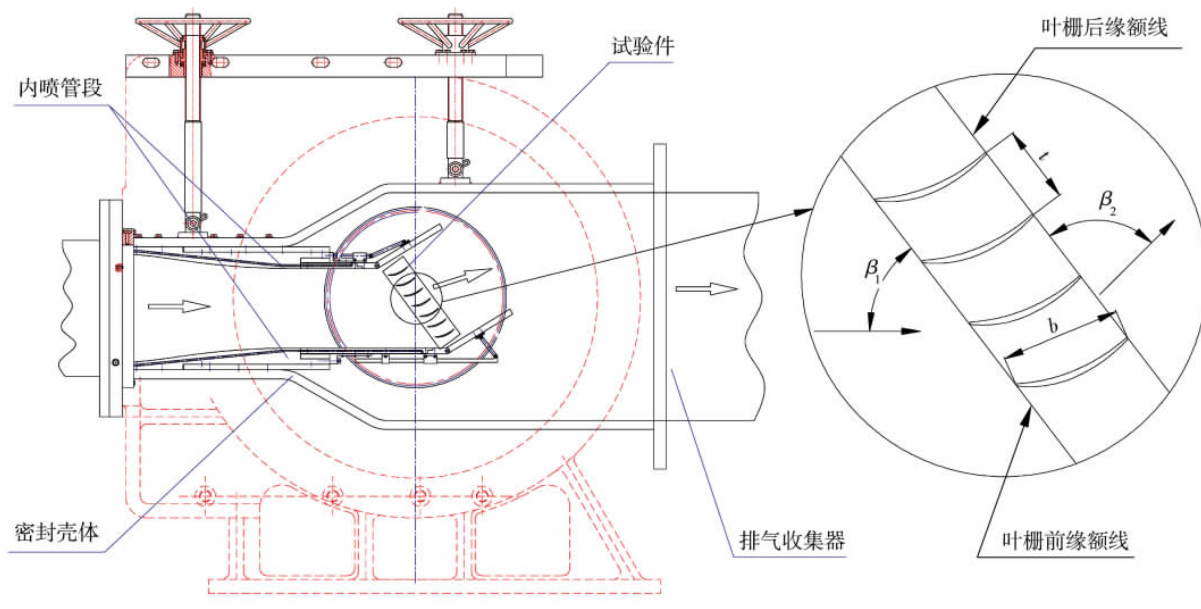


图 2 试验段及叶栅参数示意图

Fig. 2 Test section and cascade parameters sketch

1.2 试验方法及参数测量

为保证试验相似准则和降低成本,从工程可实现的角度出发,试验采用减小叶型特征长度和降低试验进口气流压力的方法来建立低雷诺数环境.试验空气经进气调节装置自大气节流进气,经稳压段和喷管后进入试验件,然后经排气系统由抽气机组吸走.试验时通过调节进气调节装置和补气调节装置来改变叶栅试验件出口背压和经试验段的空气流量,进而调节试验进口马赫数 Ma_1 和试验件进口压力,达到调节试验雷诺数目的.试验进口气流角调节是通过转盘改变叶栅前缘额线(叶片前缘点连线,见图 2)与进口气流夹角的方式实现的.

试验时,在稳压段内测量试验件进口气流总压 p_{t1} 和总温 T_{t1} ;在叶栅进口侧壁,试验件中部沿额线方向距前缘额线 $0.5t$ 处的 4 个连续栅距范围测量进口壁面静压 p_{w1} ;在叶栅出口侧壁,试验件中部距后缘额线 $0.8t$ 处测量叶栅出口壁面静压 p_{w2} ;在试验件中间 2 个叶片表面分别测量叶片叶背表面压力 p_s 和叶盆表面压力 p_p ;叶栅尾迹参数测量截面位于叶栅出口侧的中部,距尾缘额线 $0.45t$,沿叶高中截面处,探针沿额线方向的步进间距为 1.12 mm ,每个栅距测量 28 点.

试验压力参数采用 PSI (Pressure Systems Inc.) 电子扫描阀测量,温度参数采用 Pt100 铂电阻测量.栅后尾迹流场参数采用经校准的通用 3 孔楔形探针测量,再利用探针校准曲线处理探针

测量参数得到各测点总压、静压、气流速度和方向,然后再将测量平面的数据处理为下游均匀平面上的流场参数.通用 3 孔楔形探针头部直径为 3 mm ,探针速度特性(马赫数)校准范围为 $0.30 \sim 0.95$,方向特性(角度)校准范围为 $-15^\circ \sim +15^\circ$.

2 试验结果及分析

2.1 叶栅试验周期性

为保证试验数据准确可靠,试验时需在叶栅进、出口建立周期性流场.对亚声速扩压叶栅而言,检查叶栅进、出口流场周期性的重要方法是分析进口壁面马赫数沿额线方向的分布(根据风洞侧壁静压和来流总压计算).图 3 绘出了叶栅进口

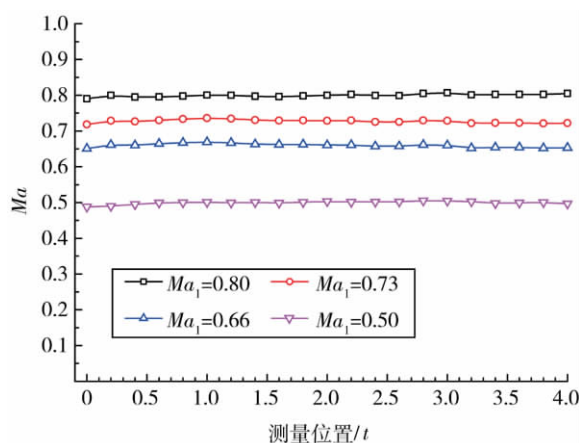


图 3 叶栅进口马赫数分布

Fig. 3 Inlet Mach number distribution

马赫数 $Ma_1=0.50, 0.66, 0.73, 0.80$ 时栅前马赫数沿额线方向 4 个栅距 t 的分布。由图可见, 试验件中部栅前进口马赫数沿栅距分布周期性是比较好的。在出口流场方面, 图 4 绘出了栅后测量截面多栅距的尾迹分布图, 图 5 和图 6 给出叶栅中部叶片表面和栅板侧壁流迹照片, 也都说明试验流场周期性是比较好的。

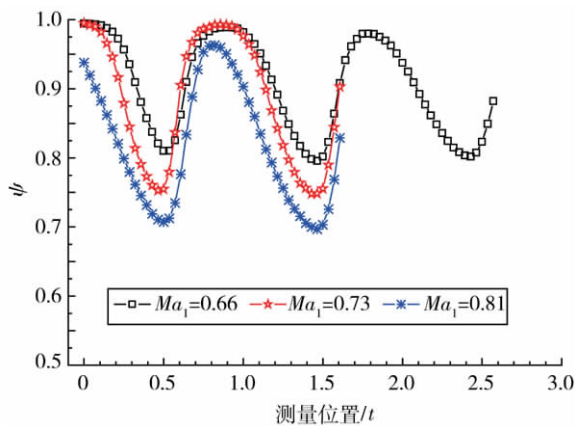


图 4 叶栅出口尾迹参数分布

Fig. 4 Outlet wake parameter distribution



图 5 栅板侧壁油流图

Fig. 5 Oil flow of saidwall



图 6 叶背油流图

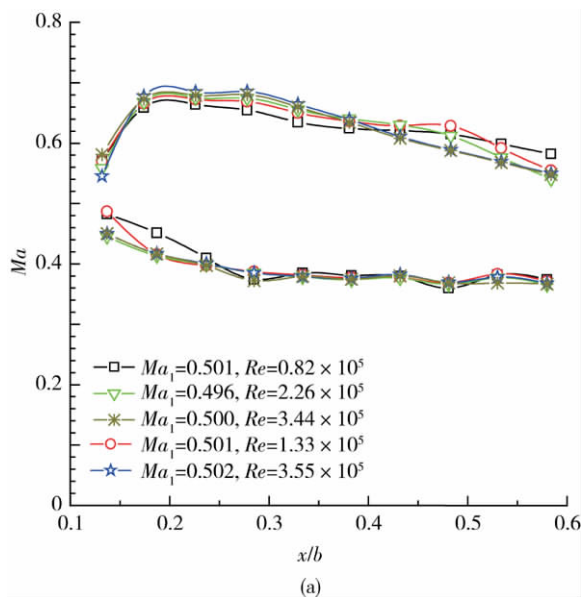
Fig. 6 Oil flow of suction surface

2.2 叶片表面马赫数分布

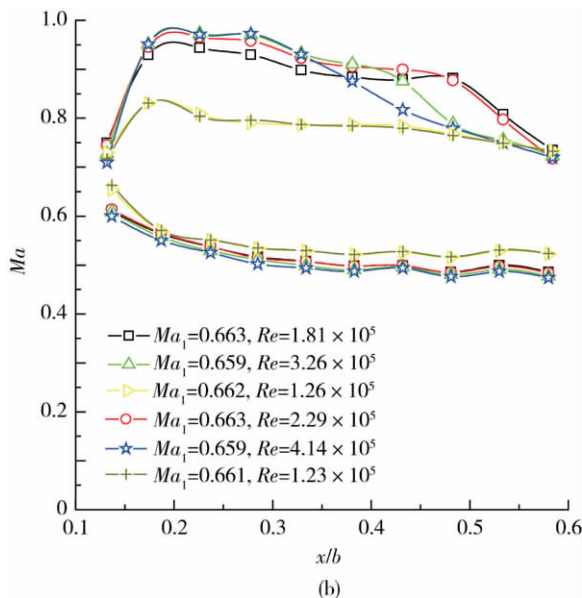
根据叶片表面静压和来流总压计算获得的叶

片表面等熵马赫数分布可以了解气流在叶片表面的加速、减速以及流动分离、激波位置以及分离再附体等物理现象, 为流动损失和气流角的变化分析提供支持 and 帮助。图 7 为 $\beta_1 = 45.8^\circ$, $Ma_1 = 0.50 \sim 0.80$, 不同雷诺数状态下叶片表面马赫数分布曲线。由图可见, 试验进口马赫数相近的情况下, 雷诺数从低到高, 叶盆马赫数分布趋势基本没有改变, 低雷诺数下叶盆的马赫数值较高, 高雷诺数下叶盆马赫数值略高一些; 相反, 叶背马赫数分布则随雷诺数变化差别较大, 低雷诺数下叶背马赫数值比高雷诺数下叶背马赫数值低, 这样叶盆和叶背马赫数曲线所包围面积比高雷诺数状态低, 表明叶型负荷降低; 各马赫数所对应的低雷诺数状态叶背表面气流均不同程度地出现了流动分离特征。

在 $Ma_1 = 0.5$, $Re = 0.82 \times 10^5, 1.33 \times 10^5$,



(a)



(b)

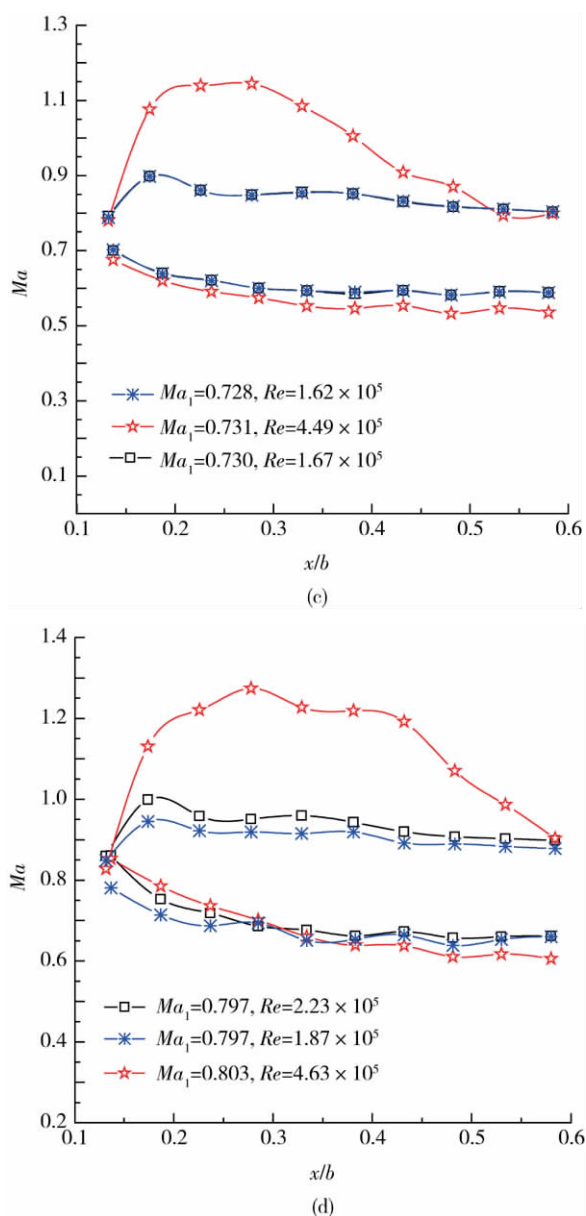
图 7 $\beta_1 = 45.8^\circ$ 叶片表面马赫数分布

Fig. 7 $\beta_1 = 45.8^\circ$, Mach number distribution on blade surface

2.26×10^5 状态下, 分别在叶片吸力面相对弦长 $33\% \sim 48\%$, $38\% \sim 48\%$ 和 $38\% \sim 43\%$ 范围内出现了局部流动分离, 且分离区随雷诺数增大而减小。 $Ma_1 = 0.5$ 时, 在高雷诺数状态下 ($Re > 3.44 \times 10^5$), 气流在叶片前部迅速加速, 然后较均匀地减速至出口马赫数, 叶片吸力面未发生流动分离。

在 $Ma_1 = 0.66$, $Re = 1.23 \times 10^5 \sim 1.8 \times 10^5$ 叶片吸力面也出现了流动分离, 分离区随着雷诺数变化趋势与 $Ma_1 = 0.50$ 状态相同。 $Ma_1 = 0.66, 0.73, 0.80$ 时, 分别在雷诺数 $Re = 1.26 \times 10^5, 1.67 \times 10^5, 2.23 \times 10^5$, 叶片叶背表面马赫数分布出现突变, 叶片负荷急速减小, 叶片吸力面出

现较大分离区, 发生突跃的雷诺数随进口马赫数的增大而增大。与此同时, 叶片叶背表面马赫数分布的峰值位置也由于气流分离而发生了变化。此外, 由图分析还可知叶片叶背表面马赫数分布发生突变是在雷诺数降低到一定程度才出现的, 在 $Ma_1 = 0.50$ 时, 各试验雷诺数下均未出现叶背马赫数分布突跃的情况, 其原因可能是由于试验气源能力限制, 试验雷诺数尚未低到使叶背马赫数分布发生突变的程度。

图 8 绘出了在高雷诺数和低雷诺数试验条件下, 不同叶栅进口马赫数的状态下的叶片表面马

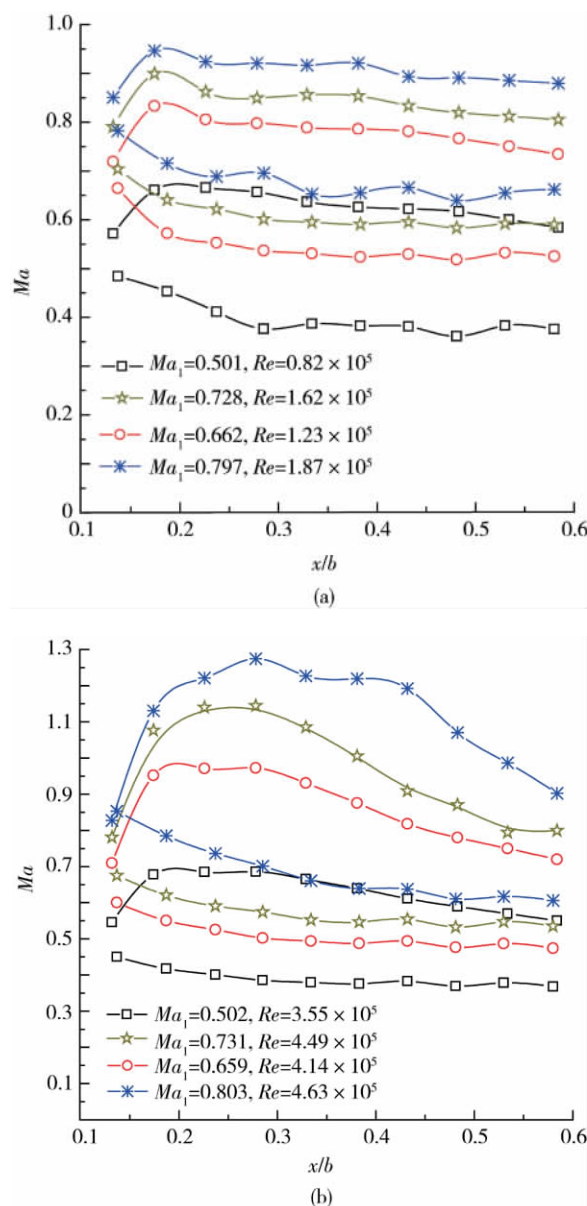
图 8 $\beta_1 = 45.8^\circ$, $Ma_1 = 0.50 \sim 0.80$ 叶片表面马赫数分布

Fig. 8 $\beta_1 = 45.8^\circ$, $Ma_1 = 0.50 \sim 0.80$, Mach number distribution on blade surface

赫数分布情况。由图可见,分别在低雷诺数区域和高雷诺数区域,随着进口马赫数的增大试验叶盆和叶背马赫数都逐渐增大,叶背马赫数峰值也增大,峰值点位置略有后移,叶栅槽道内无较强激波存在,这与常规叶栅试验叶片表面马赫数变化规律是相符合的。对应而言,低雷诺数条件下叶背马赫数值比对应高雷诺数状态马赫数值低,各试验马赫数在对应最低雷诺数下叶背均出现了流动分离现象。低雷诺数下叶片前部较短距离内为层流状态,其后由于逆压力梯度影响,叶片表面层流迅速以分离泡形式向湍流转化,当分离泡扩展为开式附面层分离流动后,叶栅损失系数迅速增大。在低雷诺数状态下,叶背表面前部为层流或者层流-湍流的混合流动,抗分离能力非常弱,在叶型逆压力梯度作用下非常容易发生流动分离,而在高雷诺数区试验时,叶背流动基本都是湍流,抗分离能力强,本叶型各试验工况下槽道内无强激波存在,也是高雷诺数试验状态下不易发生流动分离原因之一。

从图5和图6油流显示照片不仅可以看出叶栅槽道中间几个栅距流迹以及分离周期性是良好的,还可看出气流在叶片叶背表面前部即发生了流动分离,与叶片表面马赫数分布特征以及后文叶栅损失增大是相印证的。

2.3 叶栅损失系数和总压恢复系数

叶栅损失系数表征了气流流经叶栅槽道后总压损失占进口气流动压的比例。叶栅损失系数 $\omega = (p_{t1} - p_{t2}) / (p_{t1} - p_1)$ 、叶栅总压恢复系数 $\sigma = p_{t2} / p_{t1}$ 依赖于利用探针测量数据处理获得的叶栅出口气流总压值。在本试验中部分试验状态下由于叶栅尾迹内出现较大尺度的分离旋涡,涡区内气流方向与探针头部轴线夹角远远超出了探针方向特性校准范围,无法通过探针处理获得气流分离后尾迹区内各测点准确总压、静压、速度和气流方向,因而无法计算试验叶栅损失系数和总压损失系数,但从流动特性规律来看,其实际损失将高于可计算状态。图9绘出了 $\beta_1 = 45.8^\circ$ 时叶栅损失系数随雷诺数的变化情况,图10绘出了对应叶栅总压恢复系数随雷诺数的变化情况。

由图9可见,进口马赫数相同时,随着雷诺数的增大,叶栅损失系数减小。在低雷诺数区叶栅损失系数随雷诺数变化剧烈,在高雷诺数区叶栅损失系数变化较平缓。在 $Ma_1 = 0.5, Re > 3.5 \times 10^5$ 和 $Ma_1 = 0.66, Re > 4.0 \times 10^5$ 状态下叶栅损失系

数曲线斜率 $k \approx 0$,即叶栅损失系数在误差范围内基本不再随雷诺数变化,本文称此雷诺数为该马赫数下的叶栅损失系数转折雷诺数。从 $Ma_1 = 0.73, 0.8$ 时的测试数据分布趋势来看,其对应的叶栅损失系数转折雷诺数会较 $Ma_1 = 0.5$ 和 0.66 的转折雷诺数更高一些,可见叶栅损失系数转折雷诺数随进口马赫数的增大而增大。由图10可见, $Ma_1 = 0.5, 0.66$ 状态下,随着雷诺数的增加叶栅总压恢复系数增大,在低雷诺数区内总压恢复系数变化剧烈,在高雷诺数区变化平缓,其变化规律与叶栅损失系数变化符合性较好。

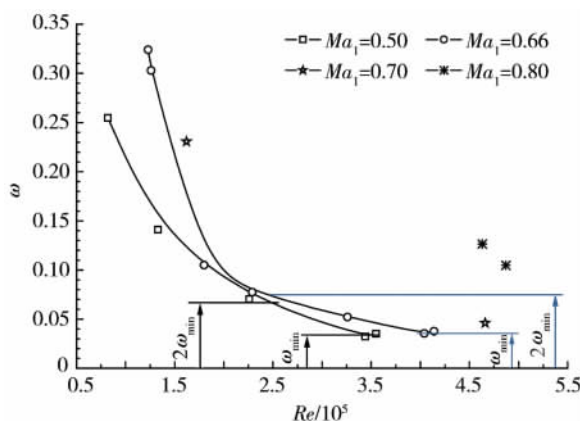


图9 叶栅损失系数随雷诺数变化情况

Fig. 9 Loss coefficient vs. Reynolds number

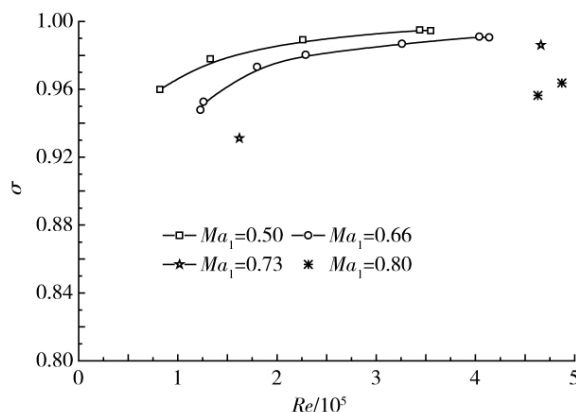


图10 叶栅总压恢复系数随雷诺数变化情况

Fig. 10 Total pressure resume coefficient vs. Reynolds number

在图9中, $Ma_1 = 0.50, 0.66$ 时,分别以 $Re \approx 3.5 \times 10^5$ 和 4.0×10^5 对应叶栅损失系数2个试验测点平均数为基础值,取其2倍为叶栅损失系数迅速增大点,则 $Ma_1 = 0.50, 0.66$ 对应的损失系数快速增大,雷诺数值分别为 2.47×10^5 和 2.52×10^5 ;对 $Ma_1 = 0.50, 0.66$ 叶栅损失系数试

验数据进行多项式拟合后计算曲线曲率(ρ)最小值点对应雷诺数分别为 2.46×10^5 和 2.51×10^5 (图 11),与雷诺数低于此值后叶栅损失系数急速增大判断也是相符合的. 当 $Ma_1=0.50, 0.66$ 时, 分别在 $Re=2.46 \times 10^5 \sim 3.5 \times 10^5$ 和 $Re=2.51 \times 10^5 \sim 4.0 \times 10^5$ 区间内叶栅损失系数随雷诺数减小而增大,但变化率较前述更低雷诺数区平缓.

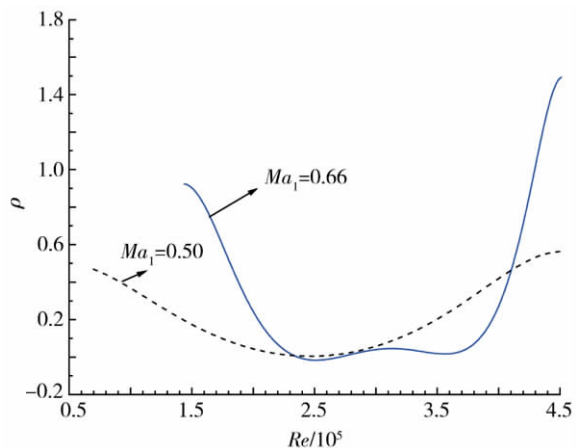


图 11 叶栅损失系数曲线曲率(ρ)随雷诺数变化曲线

Fig. 11 Loss coefficient curvature vs. Reynolds number

2.4 叶栅出口尾迹区比较

由于部分试验状态下叶片吸力面存在较大尺度的附面层分离,相应的叶栅尾迹区存在旋涡,旋涡区内气流实际方向与探针轴线夹角超出了探针方向特性校准区间,无法利用探针校准系数计算尾迹区气流参数和叶型损失系数,为比较不同雷诺数条件下尾迹区流动特点,利用探针总压管测量对于气流方向不敏感度较大的特点,直接利用探针总压管测量值(p_{02})计算栅后各测点总压测量系数 $\psi(j) = p_{02}(j)/p_{t1}(j)$ (j 为测点序号),可以定性比较和分析尾迹区宽度、深度等表征叶栅损失大小的特征,进而获得所有试验状态下叶栅损

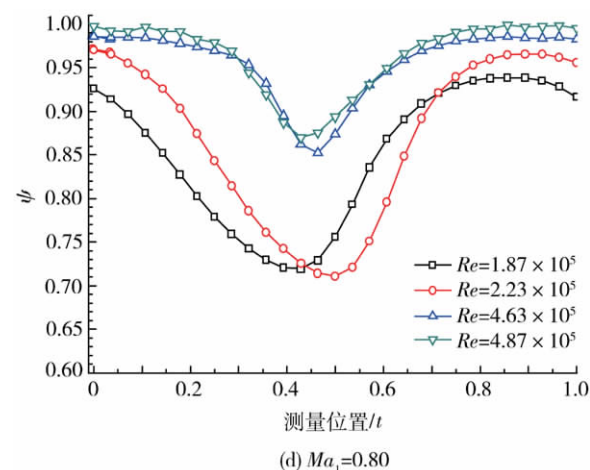
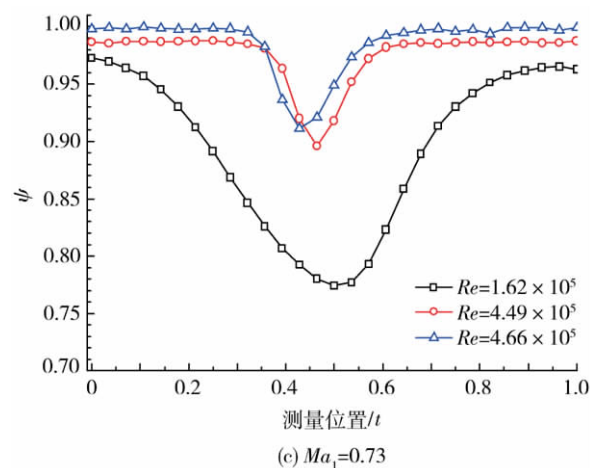
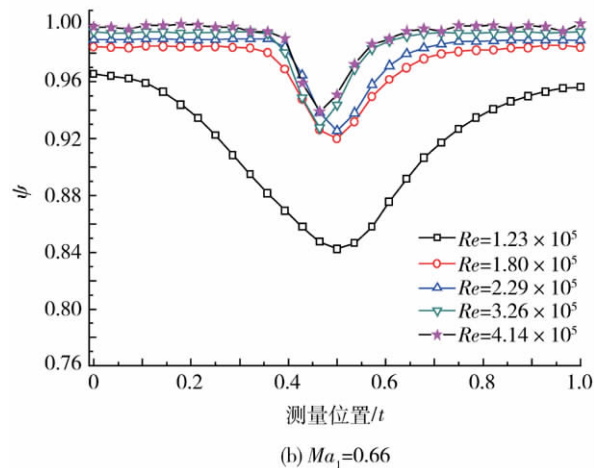
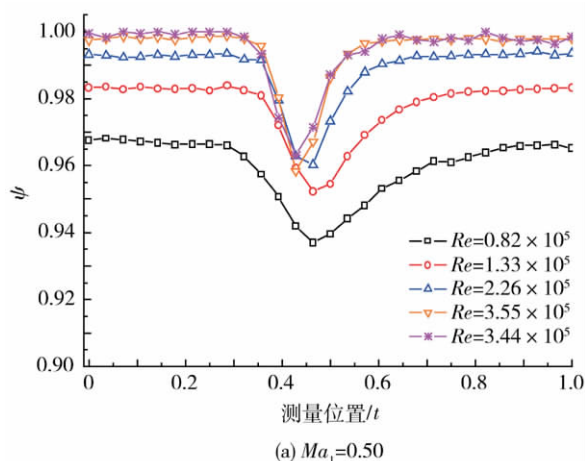


图 12 $\beta_1 = 45.8^\circ, Ma_1 = 0.50 \sim 0.80$, 各雷诺数条件下叶栅尾迹参数分布

Fig. 12 $\beta_1 = 45.8^\circ, Ma_1 = 0.50 \sim 0.80$, wake parameter distribution at different Reynolds numbers

失系数变化规律和趋势. 图 12 给出了 $\beta_1 = 45.8^\circ$ 时,各进口马赫数不同雷诺数条件下叶栅总压测量系数在一个栅距内的分布情况.

由图可见,相同马赫数条件下,低雷诺数状态下叶栅尾迹较高雷诺数状态更宽、更深,其表征的

叶栅损失更大,叶栅尾迹形态分布与叶栅损失系数随雷诺数变化关系对应较好.低雷诺数条件下叶栅出口非尾迹掺混的主流区域,流动损失也比高雷诺数条件下对应区域损失值高,这说明低雷诺数条件下气流在叶栅槽道内的损失已经较高,再加上尾迹区剧烈掺混带来的损失,因而其总损失较高.由前文所述叶片表面马赫数分布可见叶栅的槽道内并未出现强激波,也就是说激波损失并不是槽道损失的主要部分,叶栅损失主要是由于低雷诺数下黏性力影响增强,叶型表面层流区域增大,流动摩擦损失增加以及因叶片表面层流分离引起的损失一起造成的.本叶型其他攻角及进口马赫数试验状态尾迹形态分布变化趋势均表现为高雷诺数条件下尾迹主流区总压恢复系数高,尾迹区域窄、浅,尾迹区损失小;低雷诺数条件下则是尾迹区宽、深,即便没有强烈掺混的主流区总压恢复系数也较低,因而整体总压恢复系数低,损失大.

可见,在高雷诺数状态下(雷诺数自模区及以上),气流黏性力相对惯性力甚小,叶片槽内流动基本为湍流流动,叶型气动性能基本不受雷诺数变化影响;在低雷诺数条件下,气流黏性力影响不可忽略,叶片槽道内的流动多处于层流或层流-湍流混合流动状态,流动抗分离能力弱,在逆压力梯度作用下容易在叶片吸力面出现流动分离,引起叶栅损失系数急剧增大;另一方面低雷诺数条件下流动介质的黏性力影响因素较高雷诺数状态下更大,叶片表面的流动转捩推迟,层流流动区域增大,流动分离带来损失增大的同时,流动摩擦损失也在增加.

3 结 论

试验研究表明扩压叶栅中,当雷诺数降低到一定程度,会导致叶片表面气流分布规律发生根本改变,进而对叶栅气动性能带来巨大影响,叶片表面马赫数分布发生突变的雷诺数随进口马赫数增大而增大.

随着叶栅进口马赫数增大,叶型的转折雷诺数(叶栅损失基本不随雷诺数增大而变化的雷诺数)也增大,逆压力梯度下的吸力面层流附面层分离是低雷诺数条件下叶型损失急剧增大的主要原因.

低雷诺数条件下,由于叶背容易出现大尺度的层流附面层分离,常规稳态探针准确测量叶栅出口流场参数非常困难,今后需开展叶栅非接触、

全流场多参数测量应用试验,为低雷诺数条件下的叶栅槽道流场分析提供支持.

参考文献:

- [1] 胡晓煜. 国外高空长航时无人机动力技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 56-60.
HU Xiaoyu. Development of high altitude long endurance UAV propulsion technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 56-60. (in Chinese)
- [2] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 雷诺数对高空长航时无人机发动机调节计划和性能影响[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 125-128.
TU Qiuye, CHEN Yuchun, SU Sanmai, et al. Effects of Reynolds number on control schedule and performance of HALE engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 125-128. (in Chinese)
- [3] 王进, 骆广琦, 陶增元. 雷诺数对压气机特性及发动机稳定性影响的计算和分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 20-23.
WANG Jin, LUO Guangqi, TAO Zengyuan. Effects of Reynolds number on compressor performance and engine stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 20-23. (in Chinese)
- [4] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. AIAA 9920242, 1999.
- [5] Weinberg M, Wyzykowski J. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications[R]. SAE 200120122972, 2001.
- [6] 尹泽勇, 李上福, 李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机, 2007, 33(1): 10-15.
YIN Zeyong, LI Shangfu, LI Gaiqi. Current state and development of the unmanned aerial vehicle powerplants[J]. Aeroengine, 2007, 33(1): 10-15. (in Chinese)
- [7] 夏钦斌, 王如根, 周敏, 等. 低雷诺数条件下跨声速转子轴向倾斜缝处理机匣扩稳研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1389-1394.
XIA Qinbin, WANG Rugen, ZHOU Min, et al. Research on the effects of a transonic compressor rotor with axial skewed slots casing treatment at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1389-1394. (in Chinese)
- [8] 刘波, 侯为民, 项效镨. 高空低雷诺数二维抗分离叶型研究[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(6): 703-706.
LIU Bo, HOU Weimin, XIANG Xiaorong. Exploring new ideas and new methods in 2D fan-compressor cascade profile optimization design for low Reynolds number and high altitude[J]. Journal of North-western Polytechnical University, 2008, 26(6): 703-706. (in Chinese)
- [9] 孙皓, 薛志恒, 李军, 等. 低雷诺数对透平叶片间隙泄漏流动影响的研究[J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(3): 11-15.
SUN Hao, XUE Zhiheng, LI Jun, et al. Effects of low

- Reynolds number on turbine blade tip leakage flow[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(3): 11-15. (in Chinese)
- [10] 赵峰, 桂幸民. 低雷诺数效应对某可控扩散叶型性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 285-289.
ZHAO Feng, GUI Xingmin. The low Reynolds number effects on the performance of some controlled diffusion airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 285-289. (in Chinese)
- [11] 伊进宝, 乔渭阳. 低雷诺数下涡轮叶栅流动分离实验与数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 208-213.
YI Jinbao, QIAO Weiyang. Experimental and numerical investigation on flow separation in turbine cascade with low Reynolds number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 208-213. (in Chinese)
- [12] 孙大伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 低雷诺数条件下涡轮性能的计算研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1253-1259.
SUN Dawei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Study on turbine performance at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1253-1259. (in Chinese)
- [13] 顾明皓, 桂幸民. 低雷诺数效应对某型风扇的性能影响及改进方案研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 438-443.
GU Minghao, GUI Xingmin. Low Reynolds number effects on the performance of some fans and the modified design[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 438-443. (in Chinese)
- [14] 王如根, 周敏, 赵英武, 等. 跨声速压气机低雷诺数下流动失稳机制研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 414-419.
WANG Rugen, ZHOU Min, ZHAO Yingwu, et al. Research on flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 414-419. (in Chinese)
- [15] 杨琳, 冯涛, 邹正平, 等. 低雷诺数涡轮内部流场分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(11): 1194-1197.
YANG Lin, FENG Tao, ZOU Zhengping, et al. Analysis of turbine flow field under low Reynolds number condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(11): 1194-1197. (in Chinese)
- [16] 凌代军, 姜正礼, 于进涛, 等. 低雷诺数平面叶栅方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(3): 1-6.
LING Daijun, JIANG Zhengli, YU Jingtao, et al. Experimental investigation methods on low Reynolds number plane cascade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(3): 1-6. (in Chinese)