

文章编号: 1000-8055(2007)06-0945-10

吸附式风扇/压气机技术的进展与展望

刘波, 南向谊, 王掩刚, 姜键, 靳军
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 吸附式风扇/压气机是目前国内外高增压比压缩系统的一个重要研究方向. 对其产生的背景, 研制的必要性, 技术特点以及研究动向进行了回顾和分析. 这一技术的采用能够大幅度提高压比, 减少发动机的轴向长度和重量, 降低风扇的噪音; 在做功能力增加重量减轻的同时, 能够增加飞行器的灵活性以及有效载荷, 从而减少燃油消耗. 但是这种新型的结构也带来了强度、气弹稳定性等问题, 对此给出了一些分析结果和建议.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 吸附式风扇/压气机; 附面层; 流动控制; 压比; 效率

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Development and prospect of aspirated fan/compressor

LIU Bo, NAN Xiang-yi, WANG Yarr gang, JIANG Jian, JIN Jun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aspirated fan/compressor (ASFC) is an integral part of high pressure ratio compression system. So, the background, necessity, technical features and research trend of ASFC were reviewed and analyzed. With ASFC technology, it shall be possible to increase efficiently fan/compressor pressure ratio, but also reduce the axial length and weight of the engine as well as the noise of fans. Meanwhile, it increases the flexibility and payload of the flight vehicle, thus reducing the fuel consumption. However, this new structure also leads to some problems in strength and aeroelasticity, so some analytical results and suggestions are presented.

Key words: aerospace propulsion system; aspirated fan stage and compressor; boundary layer; flow control; pressure ratio; efficiency

在现代先进航空动力装置迅猛发展的今天, 发动机推重比逐年提高, 对航空发动机设计提出了更高的要求. 压气机作为发动机的关键部件之一, 在发动机的轴向尺寸和重量上都占有较大比重, 因此, 改善压气机的性能对航空发动机的进一步改进起着举足轻重的作用^[1]. 而压气机叶片设计技术的革新及改型是改善压气机性能的一个非常重要的途径, 对压气机叶片的要求是: 具有高负荷、大冲角及不分离的叶片附面层. 众所周知, 在大冲角高负荷的情况下附面层是更容易分离的, 因此如何有效的控制附面层分离是改善压气机性

能的一个关键性技术^[2].

随着研究人员对新技术的不断探索, 燃气涡轮发动机的性能不断得到改善. 超、跨声速风扇/压气机的出现, 使得高压比风扇/压气机的设计成为可能. 目前, 国内已经具备比较成熟的跨声速压气机 AT5-2, 其转子压比已经达到 2.3~2.5, 效率 87%~89%; 级压比 2.2~2.3, 效率 86%~87%^[3]. 近年来, 叶轮机设计要求的提高和设计方法的进步, 使得更高压比的风扇级设计提上日程. 然而伴随着压比的提高, 带来了效率的下降和稳定裕度的损失; 这也是压比 3 一级的风扇迟迟未能出台的

收稿日期: 2006-05-23; 修订日期: 2006-11-07

作者简介: 刘波(1969), 男, 陕西西安人, 教授、博士生导师, 主要从事叶轮机内流场计算、试验及叶片优化设计的研究.

一个原因. 研究资料表明, 采用叶片表面抽气来控制叶片表面附面层分离, 是提高压气机效率和压比的一个十分有效的方法^[45]. 主要是通过 在 固 壁 上 开 缝 (包 括 孔 和 槽), 通 过 在 进 口 导 叶、转 子 叶 片、静 子 叶 片 表 面 开 缝, 在 机 匣 和 轮 毂 沿 周 向 分 布 开 孔 等 方 法, 吸 除 叶 片 表 面 的 低 能 气 体, 防 止 或 推 迟 附 面 层 分 离 使 叶 型 可 以 达 到 很 大 的 弯 度, 风 扇 或 压 气 机 级 负 荷 大 大 提 高, 能 够 很 好 的 改 善 流 动 条 件, 依 据 此 原 理 设 计 出 高 压 比 和 效 率 的 风 扇 级.

目前国外在这方面已经进行了大量的理论和试验研究, 均得到了令人满意的结果^[6]. 国内在这方面起步较晚, 叶片表面抽吸气研究尚处于起步阶段, 目前可以查到的文献很少, 尤其在试验研究方面尚属空白. 因此, 需要在这方面进行更多的探索和试验. 通过抽气机理的深入研究, 建立实用的抽气模型, 可为设计更高性能风扇/压气机提供一条有益的途径.

1 吸附式风扇/压气机产生的背景

1.1 背 景

提高压气机的压比、效率, 同时减少压气机的轴向长度和重量一直是压气机设计者孜孜追求的一个目标. 如果能够减少压气机的一部分组件也是非常有益的, 尤其是叶片数, 这是因为叶片的造价和维护费用非常昂贵. 为了达到这个目的, 寻求改善单个压气机性能的方法是非常必要的, 这就可以实现在满足性能要求的同时采用更少的级数.

众所周知, 在压气机中, 转子对气流所作的功可以表示为^[7]

$$W_R = \omega(r_2 v_2 - r_1 v_1)$$

其中: ω 为角速度, $r \cdot v$ 为进出口单位流量的角动量 (也称为环量). 从上式可以看到, 要提高叶片对气流的做工量, 可以从两个方面入手: (1) 是增加转子的尖部速度; (2) 是增加旋转角速度. 但是由于叶片结构的限制, 现代风扇/压气机的叶片尖部速度不能过大. 因此, 必须采取增加叶片转折角的方式来提高叶片的做功能力. 但是增加叶片的转折角, 叶片的负荷增大、做功能力的提高的同时会引起严重的附面层分离, 因此控制附面层分离对于改善转子性能、提高其做功能力极其重要^[8].

美国国防部 1982 年提出的高性能涡轮发动机综合技术计划 (IHPTET) 中, 要求在 2005 年将推重比提高 1 倍, 即 20. 耗油率降低 40%, 并使飞机总重量下降 45%^[9]. 这些要求从气动方面来说, 就迫使发动机要采用高压比、高效率、大流量、

超跨音压气机风扇或桨扇, 以及有大焓降、大膨胀比、高效率的高温超音速涡轮与之相配套. 常规的气动参数和常规的传统结构都无法满足上述的这些要求, 只有采用新技术, 新结构, 才有可能满足新一代航空动力装置发展的需求. 要提高发动机推重比, 无疑可以从两个方面入手即: (1) 提高发动机的单位推力. 目前提高发动机单位推力的方式有很多, 国内外专家在这方面已经进行了大量的研究工作, 并取得了卓有成效的研究结果. 但是由于传统发动机自身结构以及材料等问题, 在该方面提高发动机推重比的潜力较小; (2) 另一方面, 通过新的结构设计减轻发动机自身重量, 从而大幅度提高发动机推重比. 附面层抽吸技术作为提高发动机性能的有效技术之一越来越受到重视, 其思路是通过在压气机中发生分离的叶片表面或者叶片通道上下端壁处设置抽吸孔, 将流动紊乱区域的部分流体抽出, 能够延迟分离甚至消除分离; 改善激波-附面层的相互干扰; 并且能够极大的增加叶片载荷, 在减少叶片数目的同时能够获得期望的压比和效率.

从 1993 年开始, 美国空军科研局在麻省理工学院实施一项相关的叶轮机研究项目, 即进行先进的流动控制技术研究. NASA 格林研究中心与麻省理工合作, 针对这一技术开展了系列研究工作, 提出了这种蜂巢式航空发动机吸附式风扇级的概念, 并进行了机理、设计技术、应用研究并研制了吸附式压气机试验件, 对这一设计技术进行了试验验证^[10]. 开始了风扇/压气机设计的崭新一页.

1.2 附面层抽吸的机理

吸附式压气机的设计思想是: 对限制一般非吸附式压气机性能的叶片和壁面附面层进行了控制. 而且是对限制级性能的所有附面层进行控制, 因此第一步就是要理解附面层吸除对叶片通道流动的影响. 众所周知, 附面层的严重分离会导致极大的流动损失, 降低叶片通道的流通能力, 减小叶片表面气流的转折能力, 若附面层很好的附着在叶片表面上并且很薄, 则气流的损失降低, 转折能力增强相应的压比会升高.

图 1 给出了在附面层很好的附着以及发生分离这两种限制条件下附面层的发展情况. 其特征可由公式 (1) 所示的 Von Karman 层流动量方程来刻画. θ 为边界层的动量厚度, C_f 为叶片表面摩擦系数, H 为形状因子, u_e 为自由流速度.

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{C_f}{2} - (2 + H) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} \tag{1}$$

附面层没有分离时动量厚度可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\theta}{ds} &= \frac{C_f}{2} \\ \theta &= \theta_2 + \int_{s_2}^s \frac{C_f}{2} ds \\ \Delta\theta(s) &= \Delta\theta_2 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

附面层发生分离时动量厚度可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\theta}{ds} &= - (2 + H) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} \\ \theta(s) &= \theta_2 \exp \left[\int_{s_2}^s - (2 + H) \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} ds \right] \\ \Delta\theta &= \Delta\theta_2 \exp \left[\int_{s_2}^s - (2 + H) \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} ds \right] \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

$\Delta\theta_2$ 的存在是因为附面层抽吸.

对于没有发生分离的附面层流动, 表面摩擦力主导附面层的流动, 此时表面摩擦力 C_f 起主导作用. 而当附面层发生分离时, 会存在一个很大的反压梯度, 表面摩擦几乎变为 0, 此时指数项 $1/u_e \cdot du_e/ds$ 起主导作用.

抽吸孔下游的边界层发展如图 1 所示.

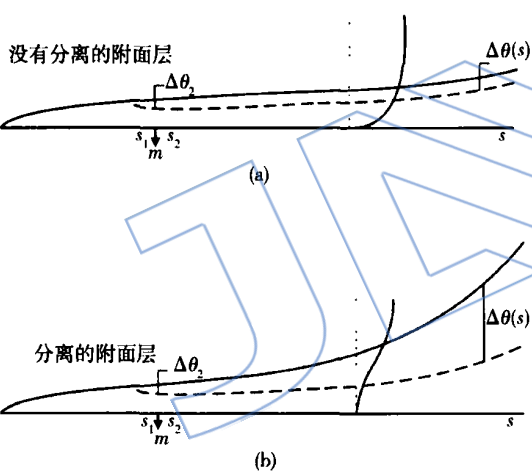


图 1 抽吸对附面层发展的影响

Fig. 1 Effect of suction on boundary layer growth

图 1(a) 所示的流动情况中, 黑实线表示的是没有进行抽吸时边界层的发展情况, 在 s_1 和 s_2 点应用抽吸, 在下游导致了边界层动量厚度的下降. 可以看到在抽吸孔下游, 两种情况所对应的动量厚度的变化是不同的. 在图 1(b) 所示的情况时, 附面层附着和分离两种流动情况下抽吸孔后动量厚度的区别被放大了, 此时, 动量厚度的变化由公式(3)中的指数项 $1/u_e \cdot du_e/ds$ 主导. 因此, 在分离区只需小量的低能流体吸除就可以很好的控制对下游边界层的发展.

为了更好的控制附面层的分离, 要根据实际

分离情况适当的选择抽吸位置, 合适的位置一般位于大的压力恢复区域近上游, 例如在激波处或者叶片吸力面后缘部位.

1.3 特 点

吸附式风扇/ 压气机的主要研究目标是提高高级压比, 改善工作稳定性或适用性, 避免高、低周疲劳, 以及降低噪声. 研究表明, 在叶片表面吸气, 可以延缓气流分离, 提高扩散度, 从而提高高级压比. 吸附式风扇/ 压气机是通过将边界层控制应用到叶片、围带、轮毂. 这种控制边界层的方法包括从压气机临界区域的主流中进行气体的抽吸. 同时, 抽出的气体可以用于其他的用途, 例如发动机冷却或者重新导入低压区以改善性能.

其主要特点是:

(1) 通过在叶片表面发生分离的区域开缝抽吸能够有效的延缓或者抑制附面层分离, 提高叶片负荷, 从而增加级压比.

图 2 给出的是一个高负荷的超音转子叶片附面层抽吸和未抽吸时从 s_1 面看到的气流流动状况^[11].

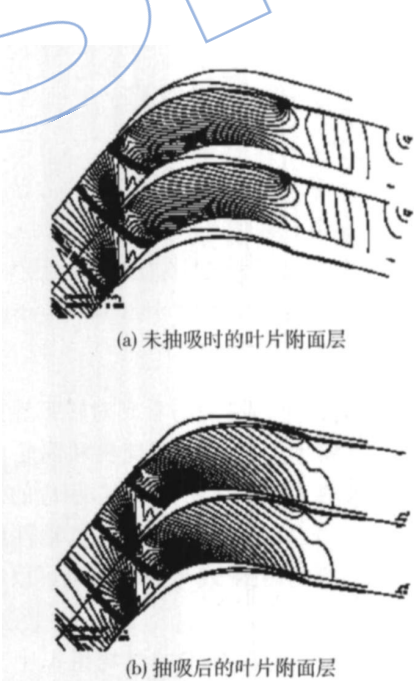


图 2 抽吸对叶片附面层的影响

Fig. 2 Effect of aspiration on a blade boundary layer

从图 2 可以看出, 经过抽吸后, 发生严重分离的叶片表面附面层重新附着在了叶片表面上, 这不但有利于减小叶片损失, 而且能够增加叶片的负荷, 从而实现叶片做功能力的提高, 减少叶片数. 此计算结果表明, 没有抽吸时整个叶片的损失是抽吸后损失的 3 倍, 粘性损失是 10 倍.

(2) 通过附面层抽吸在抑制附面层分离提高叶片载荷的同时, 采用较少的叶片数即可达到级效率和压比的期望值, 能够大幅度减少压气机级的重量.

(3) 由于吸附式压气机在叶片表面设置了抽吸缝或者抽吸孔, 因此叶片的强度在开缝位置处大大降低, 因此吸附式压气机叶片的厚度相对于一般压气机叶片要更厚, 以便在改善性能的基础上满足强度的要求^[12].

(4) 由于抽吸使得压比的大幅度提高, 可以用较少的级数实现整个压气机压比达到预期的要求, 能够极大的缩短压气机的轴向长度, 从而减轻整个发动机的重量. 若将其与对转技术结合将会取得更大的好处^[13].

图 3 给出的是一个对转吸附式发动机与现代发动机的对比示意图.

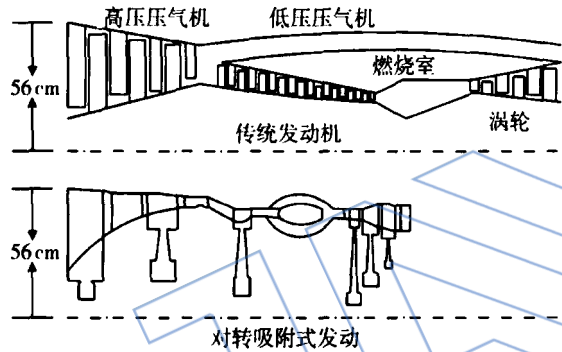


图 3 对转吸附式发动机机与现代发动机的比较
Fig. 3 Comparison of counter rotating aspirated engine to a modern engine

从图 3 的对比可以清楚的看到对转吸附式发动机的优点, 大幅度的减少了压气机和涡轮的级数, 整个发动机的轴向长度变得很短, 相应的发动机的重量也会大大减轻. 那么在一些机动性能要求高的飞行器上采用吸附式对转压气机可以极大的改善其性能.

采用对转技术, 叶片排中的流场组织十分关键, 如果能够组织好转子间气动布局可以较大幅度提高其效率, 而附面层吸附应用则能够更好的实现这一目标.

国内西北工业大学也开展了对转与吸附方面的研究工作^[14], 并建成了国内首台双排对转压气机实验台(如图 4 所示), 完成了一系列试验, 已具备了较好的研究条件.

主要参数: 转速 $n_1 = -n_2 = 8\,000\text{ r/min}$, 流量 6 kg/s , 压比 1.23, 进口导叶可调.

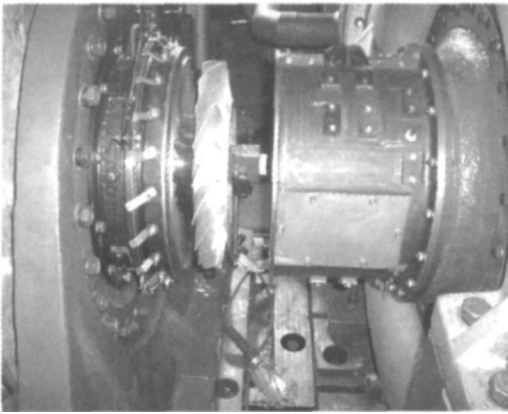


图 4 双排对转压气机试验台
Fig. 4 Dual stage counter rotating compressor test equipment

2 设计与试验

2.1 设计

关于吸附式风扇/压气机的设计, 目前在国内还未见公开发表的相关文献, 国外已经开展了这方面的工作. 尤其是关于吸附式叶片设计的研究, 已经较为成熟. 国外关于吸附式风扇/压气机的研究工作是从 1993 年开始, 由 NASA 格林研究中心与麻省理工合作进行, 此后很多学者介入了这方面的研究工作. 锡拉库扎大学的 Tang T Q 与 NASA 格林研究中心的 Larosiliere L M 等人合作发展了吸附式叶片的三维反问题设计方法, 并进行了数值验证, 取得了很好的结果^[15].

从图 5(b) 中可以看到, 在原始叶片中, 载荷被分成了 3 个不连续的区域, 其中两处出现通道激波, 大的压力梯度会导致流动的剧烈变化, 对效率和压比造成大的负面影响. 与之相比, 图 5(c) 所示的载荷分布较为理想, 进口段的改善较少, 但是 50% 展向位置处的两个不连续区域被削弱, 可以有效的降低激波前的马赫数, 削弱激波, 改善流动, 从而对级压比和效率起到积极的作用. 计算的结果显示, 新设计的吸附式叶片其绝热效率达到了 94.1% (抽吸系数为 0.003), 比原始叶片的绝热效率高出了 3%.

Merchant A A 在其博士论文^[16] 研究中对轴流式吸附式压气机的设计过程进行了详细的探讨, 并进行了仔细分析, 并进行了两个孤立转子的设计, 其中低速转子在叶片尖部速度 229 m/s 时压比达到了 1.6, 高速转子在叶片尖部速度 457 m/s 时压比达到了 3.5. Freedman J H 在其硕士研究工作^[17] 中对高速吸附式对转压气机进

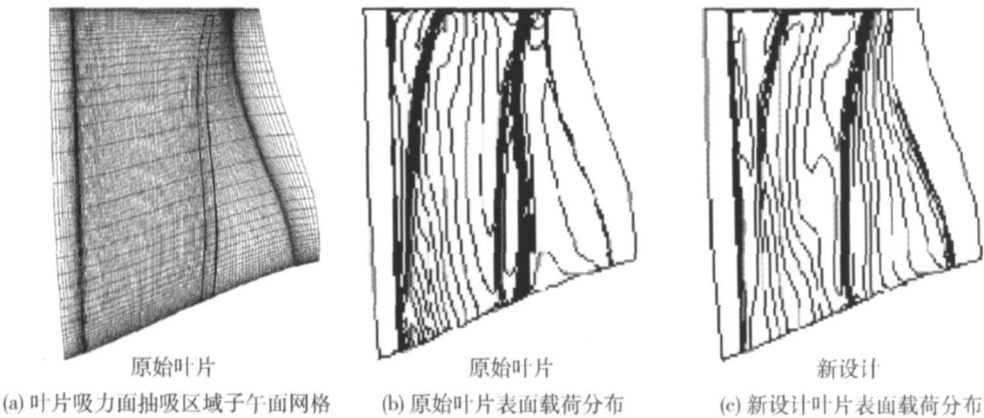


图 5 吸力面抽吸区域子午面网格及原始叶片与新设计叶片表明载荷分布

Fig. 5 Meridional grid of the aspirated zone on blade surface, blade loading distributions of original and new design blade

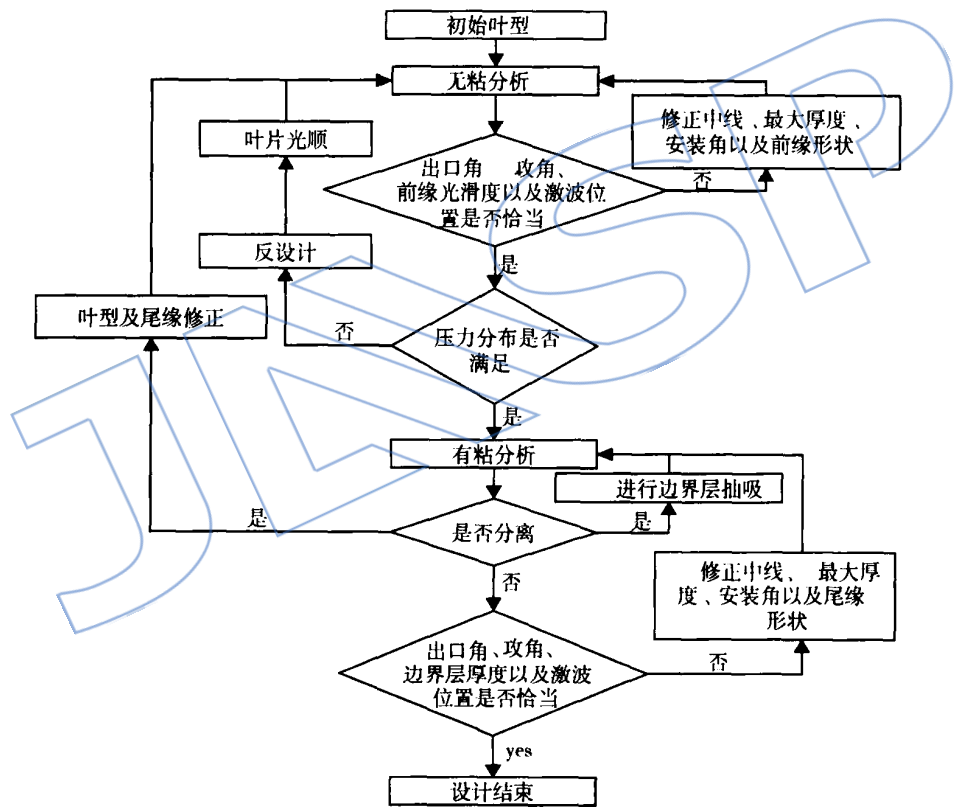


图 6 叶片截面设计流程图

Fig. 6 Blade section design flowchart

行了设计技术研究, 在考虑叶片数、叶片位置、转速、每一排的预旋及叶型形状的条件下从一维通道设计, 二维叶型设计, 叶片积叠, 以及三维粘性分析. 设计了一个三级吸附式对转压气机, 计算结果是三级压比达到了 27, 压比大大的高出了传统的三级压气机. Kirchner J 在其硕士研究工作中^[18]介绍了关于对转吸附式压气机的叶片设计方法, 采用一维通流设计与准三维叶片设计. 对于

每一级, 均在给定扩散因子和进口相对马赫数的限制条件下最大化压比, 指出设计过程中抽吸缝的位置和径向长度对结果影响较大. 通过将附面层抽吸与对转技术结合, 设计了两级压气机, 其压比达到了 9.1, 比传统的 6, 7 级压气机的压比还要高.

上述资料表明, 国外的一些学者在吸附式叶片及风扇/ 压气机设计方面已经进行了许多工作,

与此同时, 还有很多的学者进行了这方面的工作^[19-26], 并取得了令人瞩目的成果, 在此就不再一一介绍. 下面给出一个吸附式叶片设计的流程图, 如图 6 所示.

2.2 试验

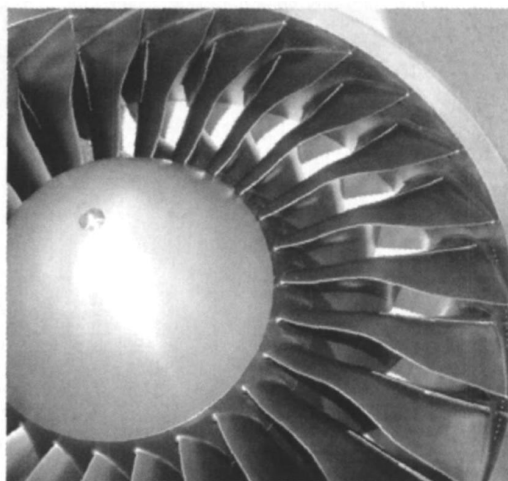
吸附式转子的抽吸试验研究是由 Reijnen 等人 1997 年在麻省理工学院完成的^[27]. 采用附面层抽吸的方法对含有 23 个叶片, 出口超声的 5 个转子进行了验证. 抽吸孔设置在叶片吸力面上激波的下游位置. 在试验中观察到吸出的气流呈放射状, 在低压区耗尽. 试验的结果表明: 进行附面层抽吸的叶片有更大的转折角, 相应的级有更高的总压比, 下游区有更高的效率. 抽吸试验的另外一个结论是: 进行完全抽吸时整个级都必须设计成可以抽吸.

对出口级进行抽吸, 性能只有很小的改善. 为了回答这个问题, Kerrebrock 等人对低速压气机级的设计和高速压气机级的设计进行了详尽的描述. 设计的低速压气机级其主要参数: (压比) $p_r = 2$, (尖部马赫数) $Ma_{tip} = 1$, 高速压气机级的主要参数: $p_r = 3$, $Ma_{tip} = 1.5$. 初始设计时为了阻止附面层分离进行了进行的抽气量比较大, 低速转子的抽气量为主流的 4.9%、静子的抽气量为 8.7%. 设计的高速转子的抽气量达到 14.4%、静子的抽气量达到 4.4%. 第二代吸附式压气机级的设计是由 Merchant 等人在 1998 年设计完成的, 适当的减小了吸气量, 级的性能得到了明显的改善.

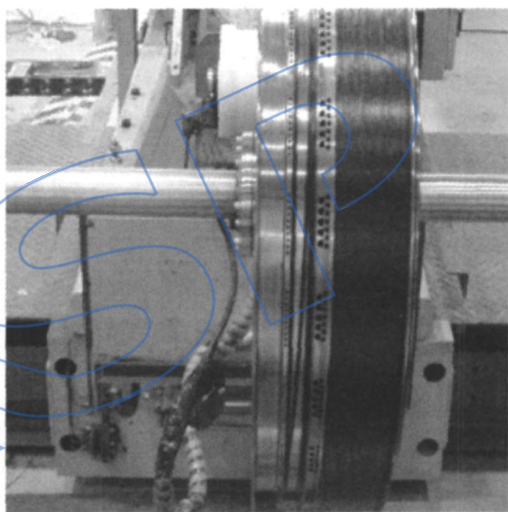
下面图 7(a) 和 (b) 两图分别为进行试验时所采用的试验件及试验平台.

图 7 所示的是, 麻省理工学院和格林研究中心所研制的一个吸附式转子的试验件, 我们从图中可以看到, 它的叶片结构和围带与常规压气机转子有所不同, 在叶片表面上布置了一系列的小孔, 围带上同样设置了小孔. 当附面层发生分离时, 就可以通过叶片表面的抽吸孔将分离区的低能流体吸出, 改善转子性能.

1998 年, MIT 的这个研究项目又获得美国国防部预研局的资助, 进行了吸附式风扇的大尺寸模型验证^[27]. 麻省理工学院与 NASA 格林研究中心、普惠公司和联信发动机公司合作, 成功地发展了性能估算以及气动和应力分析方法, 进行了吸附式风扇的详细设计和试验. 从而提出了 2 个设计方案: 一个是低速风扇, 可以大大降低民用涡扇发动机风扇的噪声和重量; 另一个是高速风扇, 可以在军用涡扇发动机上用一级风扇代替三级风



(a) 放气槽道位于叶片表面, 放气孔位于围带上, 尖部有围带的吸附式转子



(b) 开口位于围带, 从叶片及围带放气的吸附式转子

图 7 吸附式转子试验件图

Fig. 7 Model of the aspirated rotor

扇. 用 1%~4% 的吸气量, 可分别获得 1.6 和 3.5 的压比. 前者已经试验验证; 后者已用三维粘性数值计算方法进行了验算. 长远目标是用 3 级压气机使总压比达到 30. 如果把吸附式风扇/压气机与对转技术结合起来, 将在减少压缩系统的级数方面取得更大的好处, 2000 年 Jeffery H 等人在这方面进行了研究, 取得一定的效果^[28-29].

Kerrebrock 等人 1998 年介绍了系列吸附式压气机设计, 包括两个已经完成的设计结果和一个正在设计风扇级. 用于抽吸气的气动设计的实现是由 Ali Merchant 对 MISES 设计工具进行了改进. Merchant 1996 描述了所使用 MISES 设计工具解决问题的过程及所作的修正, 使得该设计工具适用抽吸气. 对于设计的每一个风扇级, 最大载荷区位于转子尖部和静子根部, 这些区域对于

级的性能起着极大的影响. 每一个截面的抽吸位置均位于激波下游. 通过抽吸可以消除激波下游的附面层, 所设计的叶片经过附面层抽吸后其在激波下游很小的距离内压力就可以恢复, 在此位置进行抽吸能够很好改善不利的压力梯度. 压力恢复后, 在吸力面下游处能够使得边界层一直附着于尾缘, 消除了附面层分离.

在吸附式风扇级的气动设计和气动分析方面, 是由 MIT 和 Glenn 研究中心在保持高效率的前提下对槽道数量进行了最小化. 转子的应力大大超出了钛材料的承受范围, 因此需要制造出空心的叶片及带有围带的转子, 这使得结构方面的设计问题变得非常复杂. 通过围带的设计解决了高应力问题, 利用碳纤维造成细丝划痕, 能够解决高应力问题. 实际静子模型如图 8 所示.

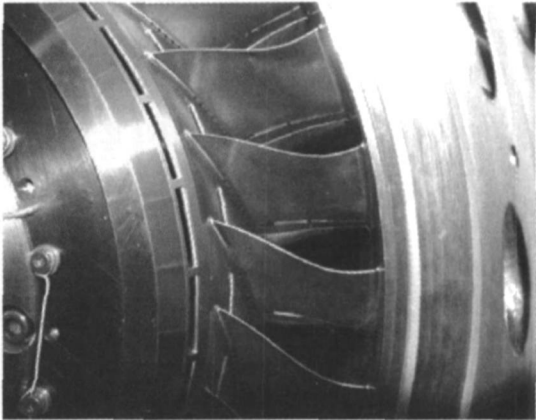


图 8 放气槽道位于叶片表面, 放气孔沿着静子轮毂, 放气槽道位于叶片之间的吸附式静子

Fig. 8 Aspirated stator with bleed slots on blade surfaces, bleed holes along the stator hub, and pitch wise bleed slot between blades

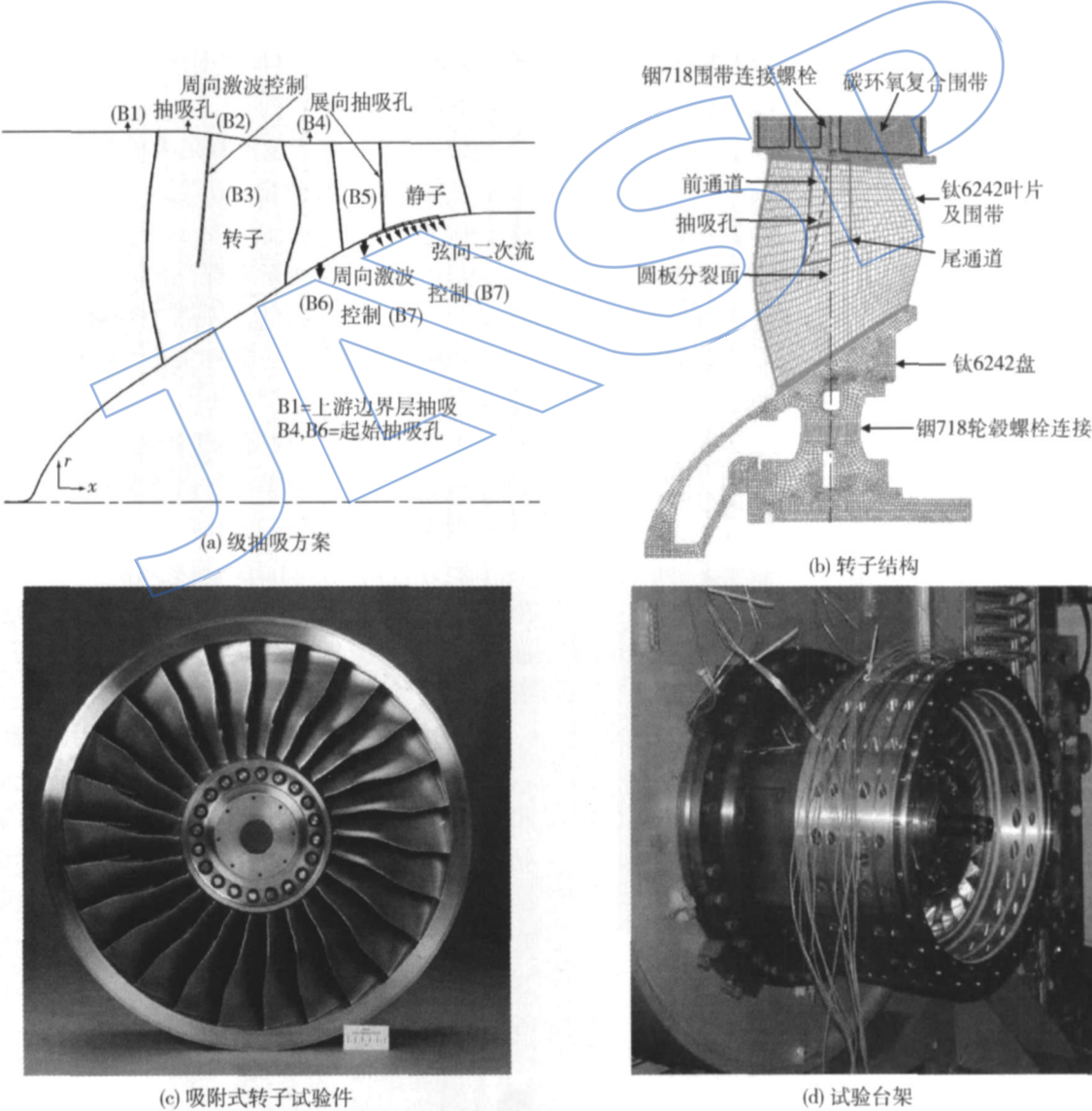


图 9 试验方案、试验件及试验装置

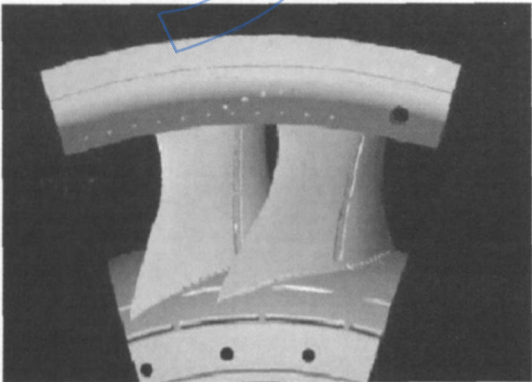
Fig. 9 Stage aspiration scheme, model and test equipment

2002 年 12 月 Glenn 研究中心成功的进行了一次吸附式风扇级的试验^[30], 试验时转速的变化范围为: 设计转速的 0% ~ 100%, 流量的变化范围为: 设计流量的 0% ~ 100%, 级压比和流量与一个涡轮流动分析程序的预测结果吻合的很好, 在叶片的气动设计和复杂的槽道位置确定方面是一个重大进展. 在相同的转速下, 风扇级的压比比传统的高出 50%, 在叶尖速度为 457 m/s 时压比达到 3.4. 这项工程中所采用的气动设计程序是由 MIT 自主发展的 MISES 程序, 气动分析程序是由 Glenn 自主发展的 APNASA 程序. 这方面的工作仍在继续的进行.

下面给出试验的实施方案图及转子结构.

从图 9(a) 所示的级抽吸方案中可以看到, 在 7 个不同的位置设置了抽吸孔, 位于可能发生分离的位置, 这样在试验的过程中就可以很方便的将发生分离的低能流体吸除; 图 9(b) 所示的是对应的吸附式转子的结构图; 图 9(c) 和图 10 分别是吸附式转子和静子的试验件, 图 9(d) 是进行试验的试验装置.

这项试验对于将来更进一步的将抽吸应用到压气机中是一个重大的进步. 据文献[31]披露: 吸附式压气机在 F414 发动机改进型中得到了应用, 美国 WAATE 计划中将吸附式压气机技术作为多用途核心机的关键技术之一. 综上所述, 吸附式风扇/压气机在改善压气机性能方面具有极大的潜力, 是发展新一代发动机的关键技术之一, 具有重要的研究价值.



NASA格林研究中心进行试验的吸附式静子

图 10 吸附式静子

Fig. 10 Aspirated stator

3 国内研究状况

与国外相比, 国内在这方面的起步较晚, 目前还没有关于吸附式叶片及压气机设计方面的公开

发表资料, 同时有没有一套完整的采用抽吸气原理的设计体系, 抽吸气研究仍处于起步阶段, 可以查到的相关资料很少, 需要在这方面进行更多的探索 and 试验. 因此应该在抽吸气方面进行专门研究, 以期在可控及可预测的范围内, 探明抽吸气的机理; 通过观察吸气位置、吸气量等因素对流场以及效率、压比的影响, 探索出一条有效的抽吸气增益的途径, 为更高性能风扇和压气机的设计提供思路和经验.

2004 年李秋实等人在一篇发表文章“跨音风扇转子叶片抽吸气数值试验探索”中^[32], 以跨声速压气机转子 ATS-2 为研究对象, 进行了数值模拟, 通过抽吸 ATS-2 的压比和效率明显的上升. 计算结果显示效率提高了 0.5%, 压比提高 1.7%.

从图 11 所示的特性线可以看到, 通过附面层抽吸, 在不同的流量下级压比和效率均明显的得到了提高, 可见附面层抽吸对于改善压气机性能是十分可行的.

国内的其它学者包括哈工大的王松涛^[33], 宋彦萍^[34]等人以三维叶栅为研究对象, 进行抽吸数值分析, 也取得了很大的成效.

从国内的研究结果来看, 主要是进行了一些数值方面的研究, 试验基本属于空白, 因此应该更加深入的进行这方面的研究工作. 通过数值分析得到的一些结论如下:

(1) 通过通道中抽出一部分气体, 能够改善分离区的流动, 从而对效率和压比产生了积极的正效果. 正效果的产生, 可能的原因, 一是因为吸气改善了激波与附面层干扰引起的流场混乱, 减小了激波损失; 另一方面, 通过从分离区中抽出部分低速(低能)气体, 减小了分离区, 使得气流通道内流动更为有序. 分离区越大, 吸气的正效果越明显.

(2) 抽吸的位置对抽吸效果有很大的影响, 只有在分离区下游一定位置处开缝抽吸, 才能够很好的抑制附面层分离, 同时在出现激波时通过抽吸可以改变激波结构、位置, 避免激波与附面层的相互干扰, 大幅度的减少流动损失, 使得级效率和压比得到良好的改善. 在分离区上游或者分离区下游较远处开缝抽吸, 则效果不显著. 因此存在一个相对最佳抽吸位置.

(3) 在最佳吸气位置对应着一个最佳吸气量, 此时的抽吸效果最明显, 分离得到很好的控制, 损失最小, 压比和效率均有很大提升. 吸气量过小, 吸除的低能流体很少, 对附面层的影响较小, 压比和效率的上升幅度较小; 适当增大吸气量, 能够产生

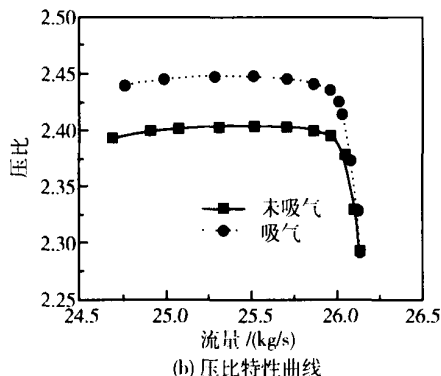
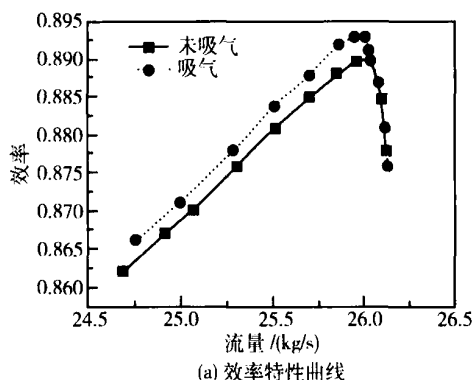


图 11 效率压比特性曲线

Fig. 11 Efficiency and pressure ratio characteristic curve

更好的抽吸效果;但是过大的吸气量并不会产生更好的抽吸效果,此时效率和压比反而略有降低。

4 结论及展望

通过大量资料分析可以知道,在给定叶片速度的情况下,附面层抽吸能够使得叶片有更高的载荷,从而提高压比,同时效率也可以相应的被提高。通过这种方式,它拓宽了压气机或者发动机设计者的设计空间。

风扇/压气机作为推进系统的一个重要组成部分,其性能的提高对整个推进系统性能的改善起着相当重要的作用,但是同时还要考虑到,引气会导致风扇/压气机结构的变化,并带来强度问题,引气的利用问题。结构方面就是要合理的安置相关引气装置,设计合理的引气通路,从已有的资料来看,对于转子是通过加装围带,从转子顶部进行抽吸,对于静子则从机匣位置抽吸。对于抽出的一定压力气体,可以将其导入低压区以改善这部分的流动,或者可利用其进行发动机冷却等。强度问题的解决主要靠增加叶片的厚度,这样会牺牲一些减重的利益,但是总体来看其增益仍然可观;同时采用新型材料也是一个可行的措施。

同时由于吸附式风扇/压气机的叶片负荷较之常规的风扇压气机要高出很多,那么气弹稳定性问题就需要进行深入的考虑。对于跨声风扇/压气机来说,气动弹性失稳的主要表现形式是失速颤振,有关常规风扇/压气机的气弹稳定性研究表明,气弹稳定性问题的本质都与转子流场中的3D激波、激波导致的大尺度分离及叶尖泄漏流等因素密切相关,尤其是激波强度、位置及泄漏涡流量等。这就需要研究者发展更为精确的流动分析方法,开展实验研究,对内流场的流动结构进行更为细致深入了解,通过改善流场结构来解决上述问题。吸附式风扇/压气机的一个特点就是激波/附面层进行有效控制,通过抽吸附面层来更好的组织通道中气流流动结构以提高吸附式叶片的气弹稳定性,但是同时会抵消一部分由于叶片表面开槽而带来的负面影响;在将来实际应用中吸附式风扇/压气机的叶片也会比常规压气机叶片的厚度要厚一些,这样也会在一定程度上提高叶片的气弹稳定性,但是会抵消一部分减重的效果;在吸附式风扇/压气机的研制中还要考虑新型材料的应用,以及在抽吸槽道的一些位置加装肋板来增加叶片的刚性,以此来提高吸附式叶片的气弹稳定性。

如果吸附式风扇/压气机的技术发展成熟,并采用这种新结构对对现有发动机的进行更新,那么会有以下的优点:

(1) 对于民用涡扇发动机,采用吸附式风扇能够使得低速风扇的噪声大大降低,并且可以减少风扇和相应壳体的重量。

(2) 在军用发动机中,采用吸附式压气机可以使核心机中高压部分的级数减少一半,从而大大减少发动机的轴向长度和重量。在做功能力增加,重量减轻的同时,可以使得飞行器的起飞和着陆更加灵活方便。

(3) 在某些多任务发动机中,由于公差会使得半径和圆周有较大的变形,而且这些是必须的,采用吸附式的风扇能够使得现行发动机的稳定性增加。采用吸附式压气机,可以降低核心机中叶片的速度,因此可以减轻轮盘重量或者增加压气机出口温度,从而提高发动机的效率。在超音速巡航时,发动机的重量是至关重要的,减少压缩系统的重量能够大大提高通流比,增加超音速飞行器的有效载荷,从而减少燃油消耗。

(4) 由于大幅度的减少了级数,吸附式风扇/压气机将导致新型的发动机结构。如果将其与对

转技术结合,那么将会取得更大的收益.

参考文献:

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15.
- [2] 方昌德. 流动控制技术在航空涡轮推进系统上的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(2): 1-6.
FANG Changde. Application of flow control technology in aero turbine propulsion system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(2): 1-6.
- [3] 邢秀清. 跨音风扇掠弯气动数值最优优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.
- [4] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 1-8.
CHENG Ronghui. Development of design technology for axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment Research, 2004, 17(2): 1-8.
- [5] Bollapragada S. Presentation at engineering design review [R]. AD-A385216, 2000.
- [6] Hubrich K, Bolcs A, Ott P. Boundary layer suction via a slot in a transonic compressor-numerical parameter study and first experimental[R]. GT 2004-53758.
- [7] Johnsen I A, Bullock R O. Aerodynamic design of axial flow compressors[R]. NASA SP-36, 1956: 53-100.
- [8] Load W K, MacMartin D G, Tilman G. Flow control opportunities in gas turbine engines[R]. AIAA Paper 2000-2234.
- [9] Supplee H H. The gas turbine[M]. Philadelphia: Lippincott J B Co, 1910.
- [10] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME Paper 2000-GT-619, 2000.
- [11] Merchant A A. Design and analysis of supercritical airfoil with boundary layer suction[D]. Master's Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 1996.
- [12] Schuler B J. Mechanical design of an experimental aspirated compressor[R]. NASA/TM-2003-212212.
- [13] Freedman J H. Design of a multi spool, high speed, counter rotating, aspirated compressor[R]. AD-A385286, 2000.
- [14] 王掩刚, 刘波, 陈云永, 等. 双级对转压气机流场分析研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(1): 97-101.
WANG Yangang, LIU Bo, CHEN Yunyong, et al. Flow field investigation of dual stage counter rotating compressor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(1): 97-101.
- [15] Tang T Q, Van Rooij M. Design of aspirated compressor blades using three dimensional inverse method [R]. NASA/TM-2003-212212.
- [16] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stages[D]. PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [17] Freedman J H. Design of a multi spool, high speed, counter rotating, aspirated Compressor[D]. Master's Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [18] Kirchner J. Aerodynamic design of an aspirated counter rotating compressor [D]. Master's Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2002.
- [19] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 1997.
- [20] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage[R]. ASME 2000-GT-618.
- [21] Schuler B J. Experimental investigation of an aspirated fan stage[D]. PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [22] Hubrich K. Measurements on an isolated blade with boundary layer suction in the laval nozzle final report[R]. International Report EPFL-LTT, 2004.
- [23] Wlezien R, Walker S H. Research and development on aspirated compressors [R]. Final Technical Report on AFOSR Grant F49620-98-0493.
- [24] Gad-el-Hak M. Introduction to flow control, in flow control: fundamentals and practices [J]. Springer Verlag, 1998: 1-108.
- [25] Kerrebrock J L. The prospects for aspirated compressors [R]. AIAA 2000-2472.
- [26] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressors[R]. ASME 97-GT-525.
- [27] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A, et al. A family of design for aspirated compressors[R]. ASME 98-GT-198.
- [28] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME 2000-GT-619.
- [29] Freedman J H. Design of a multi spool, high speed, counter rotating, aspirated compressor[R]. AD-A385286, 2000.
- [30] Merchant A A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoil[R]. ASME Paper 2002-GT-30369.
- [31] Bolln G W Jr, Field K J, Burnes R. F414 engine today and growth potential for 21st century fighter mission challenges[R]. ISABE 99-7113.
- [32] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨音风扇转子叶片抽吸气数值试验探索[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 408-412.
ZHOU Hai, LI Qiusi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408-412.
- [33] 王松涛, 潜纪儒, 冯国泰, 等. 壁面吸气抑制分离减少流动损失的研究[R]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议, 西安: 2004: 318-322.
- [34] 宋彦萍, 陈浮, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对大转角压气机叶栅气动性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 561-566.
SONG Yanping, CHEN Fu, ZHAO Guijie, et al. Numerical investigation of boundary layer suction in compressor cascade with large turning angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 561-566.