

文章编号: 1000-8055(2008)12-2296-06

吸附式压气机叶型设计技术研究

兰发祥^{1,2}, 周拜豪², 梁德旺¹, 黄国平¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 以开发能提高叶片负载能力的“吸附式压气机(The aspirated compressor)”叶型设计技术为目标,以某发动机高压压气机的前三级为工程背景,研究了超高负荷的单级吸附式压气机气动方案,初步建立了从子午流道设计、 S_1 流面基元叶型反问题设计到带附面层吸除 S_1 流面计算分析的一套设计方法.以单级方案动叶叶尖截面作为设计实例,演示了开发的设计方法能够设计出基本达到设计要求的吸附式压气机叶型.

关 键 词: 叶型反问题设计; 附面层吸除; 吸气量; 吸气位置

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Investigation of the aspirated compressor design methodology

LAN Fa xiang^{1,2}, ZHOU Bai hao², LIANG De wang¹, HUANG Guo ping¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: This paper described the efforts to develop the inverse airfoil design methodology of the aspirated compressor, showing the potential to greatly increase compressor blade loading. The study began with a single stage aspirated compressor aero design based on the performance requirement of the front three stage of an advanced test HP compressor, in order to determine the high loading for following development of the airfoil inverse design methodology. Based on the method developed, the successful design for the rotor tip section of the single stage aspirated compressor is demonstrated.

Key words: airfoil inverse design; boundary layer suction; suction flow; suction location

当前航空燃气涡轮发动机的压气机压比不断提高以提高循环效率.而压气机的一个重要发展方向是提高压气机的级压比,以实现在原有级数上达到更高的压比,或者以更少的级数实现相同的总压比.

提高压气机级压比只有两种方法,一是提高叶片的切线速度,一是增加叶片的弯角.前者是目

前已经获得的级压比持续提高的主要手段,但叶片转速的提高受材料技术发展和进口马赫数增高造成损失增加的限制.在现有材料技术包括与涡轮的转速协调允许的叶片切线速度下,通过采用增加叶片的气流弯角来提高单排叶片的加功扩压能力,在先进的 CFD 技术支持下取得了相当大的进步,但进一步增加气动弯角将不可避免地受到

收稿日期: 2007-11-24; 修订日期: 2008-05-16

作者简介: 兰发祥(1967-),男,四川隆昌人,南京航空航天大学博士生,中国燃气涡轮研究院研究员,主要从事内流气体动力学、压气机设计研究.

流动分离的限制. 为了突破这些限制, 科研工作者根据流动机理提出了一些非常规的设计技术.

采用非常规的手段大幅增加叶片的弯角(增加级压比)同时控制流动分离的设计方法, 目前认为具有工程实用前景的有两种^[1]: 一种是已经进入工程验证的大小叶片(Splitter blade)技术^[2], 这种设计技术利用在主(大)叶片形成的气流通道后段增加小叶片, 来避免气流在后段的分离, 从而实现叶片弯角增加和扩压能力的提高; 另一种是 1997 年才由美国麻省理工学院(MIT)的 Kerrebrock, Merchant 和 Schuler 等人^[3]提出的“吸附式压气机(The aspirated compressor)”设计技术, 这一技术是在叶片吸力面上的强逆压梯度处吸除附面层, 使气流在叶型后段完全附着的方式实现叶片气动弯角的增加.

在 Kerrebrock 等人 1997 年的文章中采用流线曲率法轴对称通流计算程序^[4]和 S_1 流面计算和叶型反问题设计程序 Mises 2.4^[56]进行了“吸附式压气机”探索性设计, 但该文给出的 S_1 流面计算结果似乎存在一定问题; 1998 年 MIT 发表的文章表明, Mises 程序开发者 Drela M 加入设计研究, 解决了 Kerrebrock 等人的 S_1 流面计算中的问题. Kerrebrock 等人在 1998 年至 2002 年期间发表了采用“吸附式压气机”概念, 实现在不同叶尖切线速度下分别达到单级级压比 1.5、2.0 和 3.5 的设计研究^[7-9]. 2000 年 NASA 的 Adamczyk J 开始加入 MIT 的吸附式压气机设计研究, 并改进了他本人开发的全三维粘流计算程序 AP-NASA, 作为 MIT 设计的风扇级^[8]和压气机级^[10]的评估分析工具. 2003 年美国空军实验室研究人员的论文给出了吸附式压气机全三维粘流叶片反问题设计的工作^[11], 说明吸附式压气机技术正逐渐引起更多人的注意. 国内近年来也开始注重吸附式压气机技术研究, 本文以某在研先进发动机高压压气机为工程背景, 对吸附式压气机气动方案进行了设计技术研究.

1 高压比压气机叶型初步设计

本文选择某在研先进发动机 6 级高压压气机作为基准压气机, 以其前 3 级达到的压比、效率作为一个单级吸附式压气机叶型研究牵引方案的设计指标. 为了体现“吸附式压气机”设计技术的效用, 仅采用增加气动弯角来提高叶片排的扩压能力, 即在原有转速下开展单级吸附式压气机的气动方案设计, 作为吸附式压气机叶型设计的牵引

方案. 这台 6 级压气机前 3 级的参数为: 叶尖切线速度 365 m/s; 压比 2.5; 效率 87.6%.

1.1 子午流道设计

图 1 给出了单级吸附式压气机设计的流路及与基准 6 级压气机原始流路的比较, 设计中考虑了与 6 级压气机后 3 级的连接. 相对基准压气机前 3 级的流路, 这个单级吸附式压气机尽管采用了宽弦长低展弦比, 但长度却几乎只有一半. 如果成功实现了性能指标, 则压气机的重量和零件数目必将大为减少, 这对于进一步提高发动机的推重比无疑是一条非常具有吸引力的技术.

本文采用燃气涡轮研究院的矩陈通流法 S_2 流面计算程序进行 S_2 流面设计. 子午气动布局设计计算结果为: 动叶从根到尖的扩散因子远远超过常规气动准则值 0.6, 最高达到 0.76. 静叶在根部的扩散因子达到 0.67, 叶中以上部分已落入常规叶片设计经验范围. 按常规设计经验判断, 这样重的负荷要达到要求的指标几乎是不可能的, 而这正是本文展示开发的吸附式叶型设计技术能力所需要的.



图 1 子午流路对比

Fig. 1 Compare of meridional flow path

1.2 S_1 流面叶型反问题设计

吸附式压气机叶型的载荷非常高, 常规的设计系统不能满足要求. 通过一段时间的尝试, 并参考国外相关资料, 最终采用如下的设计流程: 先使用定制叶型造型程序得到初始叶型; 然后通过一套粘与无粘迭代的反问题叶型设计软件包对初始叶型进行改造, 并通过 S_1 流面正问题计算保证反设计效果; 最后进行带吸气的粘性 S_1 流面正问题计算, 寻找吸气位置和吸气量的规律并验证叶型的设计. 下面给出来自于牵引方案转子尖部的一个基元叶型具体的设计实例.

反问题计算造型是整个吸附式压气机叶型设计流程中必不可少的一步, 原因有以下两点: 其一, 从前面的分析可以看出, 初始叶型性能距离要求比较远, 如果直接加上引气——做过尝试性计算——效果不佳. 但实际设计发现, 初始叶型的质量严重影响着后续的反问题设计, 只有在粘性 S_1 流

面计算得出初始叶型的表面形状因子分布符合一定要求条件下,反设计才会成功;其二,吸附式压气机对叶型有一些特殊要求(参考文献[7]),很难通过直接造型来满足,因此必须进行叶型的反问题设计.

初始叶型由中国一航涡轮院特殊叶型方法——定制叶型造型得到.定制叶型是可控扩散叶型的一种,能有效控制叶型表面附面层发展,避免或推迟附面层分离,提高压气机效率和稳定裕度.该叶型将传统圆弧前缘改为椭圆前缘,抑制了前缘吸力面来流的加速膨胀,降低叶型损失,扩大工作范围.在燃气涡轮研究院的一系列压气机上已经得到了成功的应用.初始叶型的造型和 S_1 计算结果分别见图2和图3. S_1 计算所得到的初始叶型性能参数见表1.

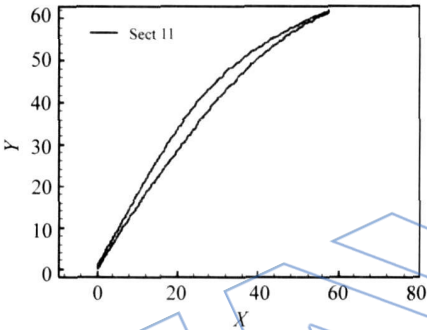


图2 初始叶型示意图

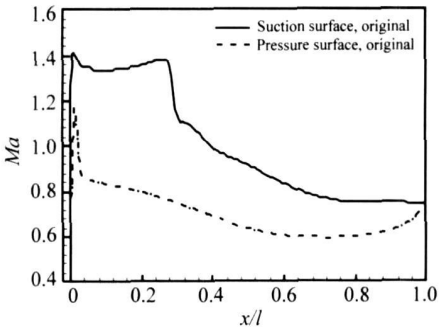
Fig.2 Sketch map of the original blade aerofoil

由初始叶型的 S_1 计算结果可以看出,在这样牵引气动方案确定的超高载荷下,定制叶型已经显得力不从心.由于进口马赫数太高,在吸力面约30%弦长处有一道强激波,发生了强烈的激波-附面层干扰,吸力面形状因子达到5,超过了分离准则2.8,气流出现分离.波后气流虽又重新附着,但由于强烈的逆压梯度,尾缘附近附面层太厚,气流在吸力面75%弦长位置再次出现分离.

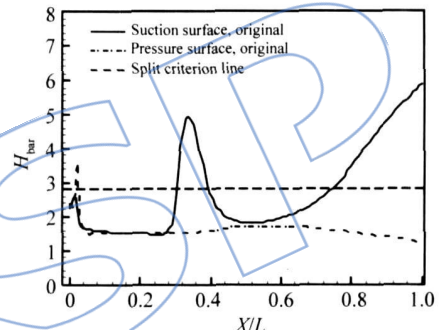
本文采用了燃气涡轮研究院的粘与无粘 S_1 流面计算为基础的反问题设计软件.设计时在保证总的加功量不变的条件下,通过逐渐优化叶型表面的压力分布来优化叶型的形状,即以削弱吸力面激波强度和减少或消除尾缘分离为目的来设计叶型的表面载荷分布,通过反设计计算得出叶型.经过多轮仔细的迭代计算,反设计造型的最终结果见图4,其 S_1 计算结果见图5,所得到的反设计叶型性能参数见表1.

上述设计结果表明,通过反设计,叶型性能得到了优化:前缘设计成掺混前缘,气流平滑的从前

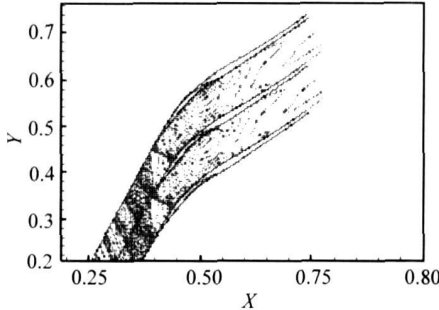
缘过渡到吸力面和压力面,没有产生大的加速;在吸力面激波前段,气流呈预压缩状态流动;吸力面附面层穿越激波时,形状因子峰值在4.5左右,比初始叶型有所下降,但仍然超过了分离准则2.8,气流存在分离.因此,需要采用吸附式叶型技术.



(a) 表面马赫数分布



(b) 形状因子



(c) 马赫数等值图

图3 初始叶型 S_1 计算结果

Fig.3 Computation result in S_1 plane for the original blade

表1 叶型性能参数
Table 1 Performance parameter of the blade

	初始叶型	优化叶型	有吸气吸附叶型
η_a	0.775	0.812	0.7980
ω	0.1382	0.1111	0.1201
$\Delta\beta/(^\circ)$	27	26.5	29
M_2	0.5377	0.5527	0.5343

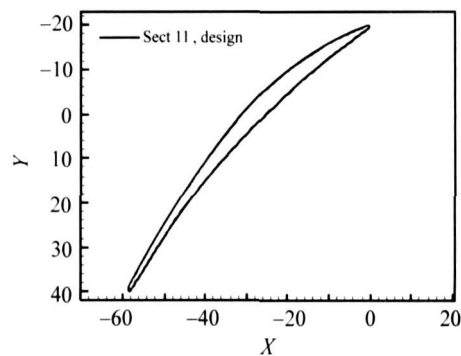
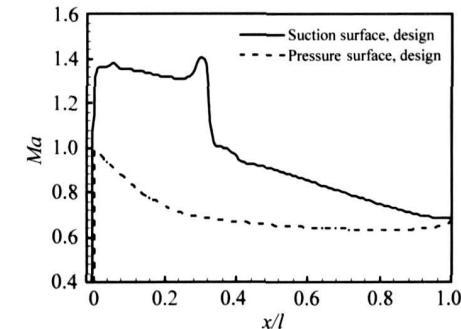
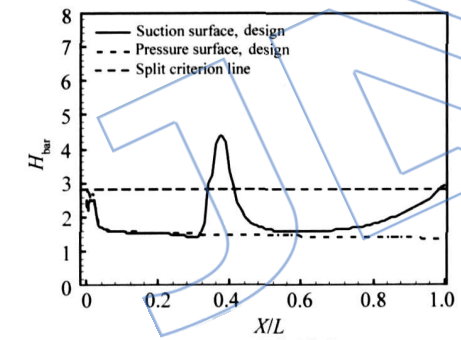


图 4 反设计叶型示意图

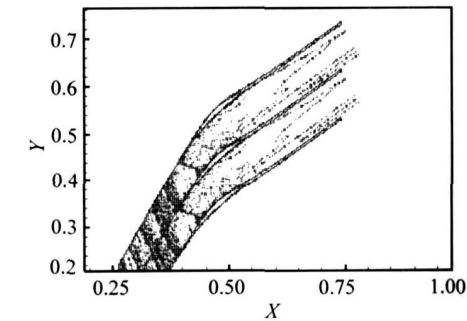
Fig. 4 Sketch map of the reverse design blade



(a) 表面马赫数分布



(b) 形状因子



(c) 马赫数等值线图

图 5 反设计叶型 S_1 计算结果

Fig. 5 Computation result in S_1 plane for the reverse design blade

2 吸附式叶型设计

在得到了比较满意的反设计叶型以后, 吸附式压气机造型的重点转移到确定吸气槽的位置和吸气量的大小. 下面首先进行了壁面吸气对附面层影响的理论分析, 然后再开展在高压比叶型上的抽吸方案设计.

2.1 理论分析

壁面吸气同时影响着当地附面层和下游附面层发展, 这可以通过不可压流的积分动量方程来表述: 对于吸气量较少的情况, 吸气槽前后的压力梯度的影响可以忽略, 动量厚度的变化 $\Delta\theta_{21}$ 与吸气引起的厚度亏损 δ^* 成正比; 对于较强的吸气, 方程(2)显示, $\Delta\theta_{21}$ 的变化将随吸气量的增大呈指数减小趋势.

$$\frac{\Delta\theta_{21}}{\theta_1} \approx -\frac{\delta^*}{\theta_1} \quad (1)$$

$$\frac{\Delta\theta_{21}}{\theta_1} \approx \left[\frac{u_{e2}}{u_{e1}} \right]^{-\left(2+H_{avg}\right)} \exp\left[-\frac{\delta^*}{\theta_{avg}}\right] - 1 \quad (2)$$

由于吸气槽弧长 Δs 较小, 剪切应力的作用可以忽略. 积分动量方程可以从吸气槽尾开始积分到叶栅下游的某个地方, 因此动量厚度的变化可以通过吸气带来的当地的变化来表示.

$$\Delta\theta(s) \approx \Delta\theta_{21} \exp \int_{s_2}^s \left\{ \frac{C_f}{2\theta} - \left(2+H\right) \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} \right\} ds \quad (3)$$

类似的, 不可压能量方程也可以积分得到

$$\Delta\theta^*(s) \approx \Delta\theta_{21}^* \left[\frac{u_e}{u_{e2}} \right]^{-3} \exp \int_{s_2}^s \frac{2C_D}{\theta^*} ds \quad (4)$$

Merchant A A 通过叶栅试验来验证这套理论(参考文献[9]), 从试验中得到一个非常重要的结论: 动量厚度的变化在 $\delta^*/\theta^* \geq 1$ 后变平缓了, 即当吸气量增至某个限度以后, 加大吸气量的收益就不多了.

另一个需要分析的问题是吸气槽的位置. 方程(2)显示, 对于较强的吸气, δ^*/θ_{avg} 是吸气效用的体现. 那么, 如果把吸气槽放置在压力恢复区内(附面层已经分离), 吸气将失去作用. 因此, 吸气槽应该放置在强压力恢复区的开始位置, 亦即吸气槽要放在附面层变得很厚或者分离之前.

2.2 吸气槽位置及吸气量的确定

在完成上述理论分析后, 本文对开始进行吸附式压气机吸气槽位置和吸气量的确定. 采用的设计方法是: 首先预估一个位置和吸气量, 进行 S_1 流面计算, 根据计算结果调整吸气位置重新计

算直到找到最合适的位置;然后固定这个位置改变吸气量进行计算直到吸气效果达到最佳.在前述的 S_1 流面计算软件基础上加入了方程 (3) 和 (4) 进行改造后得出,从而可以进行带附面层吸除的 S_1 流面计算.

图 6 所示是一些中间设计结果的吸力面附面层形状因子分布.从图中可以看出,在吸气槽开始位置在从 41% 弦长移动到 37% 弦长的过程中,经历了附面层分离区内(41% 弦长)、附面层分离开始(39% 弦长)、压力恢复区前(37% 弦长)等位置.从图中也可以直观看出,39% 位置吸气的效果最好.然后保持吸气槽位置不变,调整吸气量进行计算.在图示情况下,0.3% 的吸气量是最合适的.

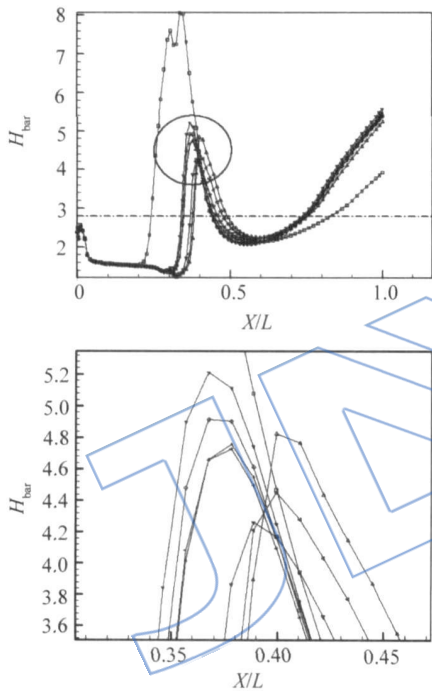


图 6 吸气位置和吸气量对吸力面附面层形状因子的影响
Fig.6 Effects of suction location and flow on shape factors

2.3 设计结果和分析

经过多轮调整吸气参数计算,最终的吸附式叶栅吸气槽开在 36% ~ 37% 叶栅弧长位置,吸气量为 0.3%. S_1 计算结果见图 7,所得到的吸附式叶型部分性能参数见表 1.

从图 7 可见,由于在激波着落位置(激波-附面层干扰导致附面层变厚之前)进行了吸气,波后

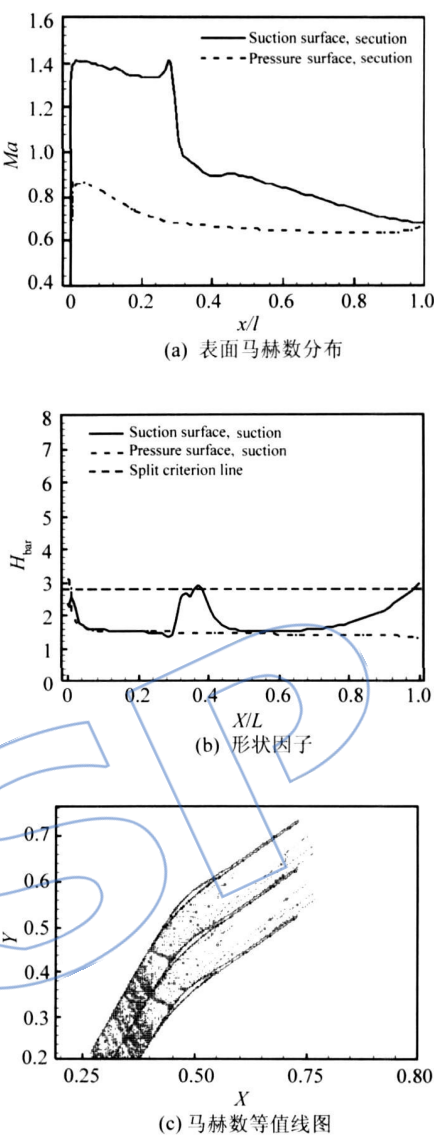


图 7 吸附式叶栅 S_1 计算结果
Fig.7 Computation result in S_1 plane for the aspirated blade

的附面层形状因子峰值只有 2.8 左右——在分离准则范围之内,气流没有分离,可见吸气有效地减薄了附面层,消除了气流分离; $\Delta\beta$ 增大了两度,因此,施加吸附式压气机设计技术后提高了叶栅的承载能力;虽然吸气导致了流量亏损,叶栅的总压损失较反设计叶型有所上升,但是绝热效率仍然比初始叶型高 2.3%,对于尖部截面叶型来说,所达到的效率已基本满足工程设计的要求.综上所述,这个远远超出常规压气机负荷水平叶片截面的叶型在添加了合适的吸气以后已经基本达到了设计的性能要求.

3 结 论

本文以某在研先进发动机高压压气机的前面

级为工程背景, 对单级吸附式压气机气动方案进行了设计技术研究. 主要取得了以下结果:

- 1) 初步建立了从子午流道设计、 S_1 流面基本叶型反问题设计到吸附式叶型设计的一套设计方法;
- 2) 对于本文所研究的叶型设计问题, 研究得到了相对较好的吸气方案: 在 36% ~ 37% 叶栅弧长位置开吸气槽, 吸气量为 0.3% .
- 3) S_1 流场分析表明, 本文设计的吸附式叶型能使压气机载荷提高到超出常规压气机负荷的水平, 同时具有相对满意的性能.

参考文献:

[1] 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 and Research, 2004, 17(2): 1-8. (in Chinese)

[2] 陈懋章. 用大小叶片转子实现单级压比 3.6 的轴流风扇设计最终报告[R]. YGY-0249 W6, 2000.

[3] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspir-

ated compressors[R]. ASME 97-GT-525.

[4] Hearsey R M. A revised computer program for axial compressor design[R]. Aerospace Research Laboratories Report ARL-TR-75-0001, 1975.

[5] Drela M, Youngren H. A user's guide to mixes 2.4[R]. MIT Computational Aerospace Sciences Laboratory, 1996.

[6] Drela M, Giles M. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils [J]. AIAA Journal. 1987, 25(10): 1347-1355.

[7] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A family of design for aspirated compressors [J]. ASME 98-GT-198.

[8] 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.

[9] 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.

[10] Schuler B J. Experimental investigation of an aspirated fan stage[R]. ASME GT-2002-30370.

[11] Dang T Q, Van Rooij M, Larosiliere L M. Design of aspirated compressor blades using three dimensional inverse method[R]. ASME GT-2003-38492.