



# 能源与动力学院

021 系

## 目录

| 序号 | 姓名                       | 职称                     | 单位                       | 论文题目                        | 刊物、会议名称                   | 年、卷、期      | 类别 |
|----|--------------------------|------------------------|--------------------------|-----------------------------|---------------------------|------------|----|
| 1  | 丁建国<br>胡骏                | 博士生<br>正高              | 021<br>021               | 某掠形跨声风扇设计与数值模拟              | 航空动力学报                    | 2007.22.1  |    |
| 2  | 屠宝锋<br>胡骏                | 博士生<br>正高              | 021<br>021               | 机匣处理的非定常数值模拟                | 航空动力学报                    | 2007.22.9  |    |
| 3  | 赵勇<br>胡骏                 | 博士生<br>正高              | 021<br>021               | 某风扇__增压级非设计点性能计算及进气畸变影响分析   | 航空动力学报                    | 2007.22.9  |    |
| 4  | 曾军                       | 博士生                    | 021                      | 跨声速涡轮叶栅三维流场的数值模拟            | 航空动力学报                    | 2007.22.11 |    |
| 5  | 张晓嘉<br>梁德旺               | 博士生<br>正高              | 021<br>021               | 典型几何和流动参数对高超声速进气道性能的影响      | 南京航空航天大学学报                | 2007.39.6  |    |
| 6  | 张晓嘉<br>梁德旺<br>李博<br>袁化成  | 博士生<br>正高<br>中级<br>博士生 | 021<br>021<br>021<br>021 | 典型二元高超声速进气道设计方法研究           | 航空动力学报                    | 2007.22.8  |    |
| 7  | 熊庆荣<br>雷雨冰<br>黄国平<br>梁德旺 | 硕士生<br>副高<br>副高<br>正高  | 021<br>021<br>021<br>021 | 厘米级微型蒸发管式燃烧室性能实验研究          | 航空动力学报                    | 2007.22.5  |    |
| 8  | 黄国平<br>洪刚<br>梁德旺         | 副高<br>硕士生<br>正高        | 021<br>021<br>021        | 微型飞行器低雷诺数三维流场数值模拟           | 空气动力学学报                   | 2007.25.1  |    |
| 9  | 雷雨冰<br>梁德旺               | 副高<br>正高               | 021<br>021               | 尖前缘平板的高超声速粘性干扰效应引起的压力分布规律研究 | 空气动力学学报                   | 2007.25.2  |    |
| 10 | 袁化成<br>刘大<br>梁德旺<br>郭荣伟  | 博士生<br>硕士生<br>正高<br>正高 | 021<br>021<br>021<br>021 | 变唇口对高超声速进气道性能的影响            | 第二届冲压发动机学术会议              | 2007. 10   |    |
| 11 | 王卫星<br>袁化成<br>梁德旺<br>黄国平 | 硕士生<br>博士生<br>正高<br>副高 | 021<br>021<br>021<br>021 | 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响         | 第二届冲压发动机学术会议              | 2007. 10   |    |
| 12 | 黄国平<br>刘爱中<br>梁德旺        | 副高<br>硕士生<br>正高        | 021<br>021<br>021        | 亚燃冲压发动机进气道关键设计参数的优选分析       | 第二届冲压发动机学术会议              | 2007. 10   |    |
| 13 | 袁化成<br>李博<br>梁德旺         | 博士生<br>中级<br>正高        | 021<br>021<br>021        | 高超声速进气道超速再起动过程超温、超压现象       | 中国航空学会推进系统气动热力学专业第十一届学术会议 | 2007.07    |    |
| 14 | 李洋<br>黄国平<br>洪刚          | 硕士生<br>副高<br>硕士生       | 021<br>021<br>021        | 预处理技术在三维低速定常无粘流流动中的应用       | 中国航空学会推进系统气动热力学专业第十一届学术会议 | 2007.07    |    |
| 15 | 李龙<br>李博<br>梁德旺<br>黄国平   | 硕士生<br>中级<br>正高<br>副高  | 021<br>021<br>021<br>021 | 涡轮 / 冲压组合发动机并联式进气道气动性能分析    | 中国航空学会推进系统气动热力学专业第十一届学术会议 | 2007.07    |    |

## 目录

| 序号 | 姓名                      | 职称                     | 单位                       | 论文题目                                                                                                            | 刊物、会议名称                                               | 年、卷、期        | 类别 |
|----|-------------------------|------------------------|--------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------|--------------|----|
| 16 | 李博<br>梁德旺               | 中级<br>正高               | 021<br>021               | 双涵道尾喷管流场数值模拟研究                                                                                                  | 中国航空学会推进系统气动热力学专业第十一届学术会议                             | 2007.07      |    |
| 17 | 尤延铖<br>梁德旺              | 博士生<br>正高              | 021<br>021               | 改进BL代数湍流模型在三维分离流动中的应用                                                                                           | 中国航空学会2007年学术年会                                       | 2007.09      |    |
| 18 | 黄国平<br>梁德旺<br>何志强       | 副高<br>正高               | 021<br>021<br>外单位        | 大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比                                                                                        | 中国航空学会2007年学术年会                                       | 2007.09      |    |
| 19 | 魏利军<br>金君<br>黄国平<br>梁德旺 | 硕士生<br>博士生<br>副高<br>正高 | 021<br>021<br>021<br>021 | 大规模并行CFD计算与多级压气机流场模拟                                                                                            | 中国航空学会2007年学术年会                                       | 2007.09      |    |
| 20 | 李博<br>金君<br>梁德旺         | 中级<br>博士生<br>正高        | 021<br>021<br>021        | 螺旋桨飞机的全机流场数值模拟研究                                                                                                | 中国航空学会2007年学术年会                                       | 2007.09      |    |
| 21 | 陈杰<br>黄国平<br>梁德旺<br>刘玉石 | 博士生<br>副高<br>正高<br>本科生 | 021<br>021<br>021<br>021 | 叶片数对跨音速微型斜流叶轮性能的影响                                                                                              | 中国航空学会2007年学术年会                                       | 2007.09      |    |
| 22 | 李博<br>李龙<br>张华军         | 中级<br>硕士生<br>博士生       | 021<br>021<br>021        | 涡轮冲压组合动力进气道技术研究                                                                                                 | 2007年涡轮冲压组合动力研讨会                                      | 2007. 08     |    |
| 23 | 黄国平<br>李博<br>袁化成        | 副高<br>中级<br>博士生        | 021<br>021<br>021        | 涡轮冲压组合动力进气道技术特点与研究发展趋势                                                                                          | 2007年涡轮冲压组合动力研讨会                                      | 2007. 08     |    |
| 24 | 梁德旺<br>李博<br>雷雨冰        | 正高<br>中级<br>副高         | 021<br>021<br>021        | 一种螺旋桨的等效盘模型                                                                                                     | 第十三届计算流体力学会议                                          | 2007. 09     |    |
| 25 | 陈杰<br>魏利军<br>黄国平<br>梁德旺 | 博士生<br>硕士生<br>副高<br>正高 | 021<br>021<br>021<br>021 | 出口斜流角对微型斜流压气机叶轮性能的影响                                                                                            | 第七届小型发动机学术交流会议                                        | 2007. 12     |    |
| 26 | 顾帅华<br>黄国平              | 硕士生<br>副高              | 021<br>021               | 微小直通道表面粗糙度对流动特性的影响                                                                                              | 第七届小型发动机学术交流会议                                        | 2007. 12     |    |
| 27 | 姚尚宏<br>雷雨冰<br>黄国平       | 硕士生<br>副高<br>副高        | 021<br>021<br>021        | 微型燃烧室翘边孔横向耦合射流偏转角的PIV研究                                                                                         | 第七届小型发动机学术交流会议                                        | 2007. 12     |    |
| 28 | 谭慧俊<br>陈智<br>李光胜        | 副高<br>硕士生<br>中级        | 021<br>021<br>021        | A New Concept and Preliminary Study of Variable Hypersonic Inlet with Fixed Geometry Based on Shockwave Control | Science China Series E:Technological Sciences(中国科学E辑) | 2007. 50. 05 |    |
| 29 | 谭慧俊<br>郭荣伟              | 副高<br>正高               | 021<br>021               | Experimental Study of the Unstable-Unstarted Condition of a Hypersonic Inlet at Mach 6                          | Journal of Propulsion and Power                       | 2007. 23. 04 |    |

## 目录

| 序号 | 姓名  | 职称  | 单位  | 论文题目             | 刊物、会议名称 | 年、卷、期        | 类别 |
|----|-----|-----|-----|------------------|---------|--------------|----|
| 30 | 谭慧俊 | 副高  | 021 | 高超声速混合模块冲压发动机    | 航空学报    | 2007. 28. 04 |    |
|    | 郭荣伟 | 正高  | 021 | 亚燃模块进气道的高焓风洞试验研究 |         |              |    |
| 31 | 谭慧俊 | 副高  | 021 | 二元双喉道射流推力矢量喷管    | 航空动力学报  | 2007. 22. 10 |    |
|    | 陈智  | 硕士生 | 021 | 的数值模拟研究          |         |              |    |



文章编号: 1000-8055(2007)01-0054-06

## 某掠形跨声风扇设计与数值模拟

丁建国, 胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 采用与计入三维激波结构轴对称流设计程序相匹配的任意中弧线叶片造型程序, 进行某单级跨声、小展弦比、具有小前掠和后掠的内外涵风扇设计。在设计过程中, 通过调整风扇转子压比、叶型最大相对厚度和前后缘厚度等参数沿展向的分布, 以及弯度和最大弯度位置沿弦向的分布, 从设计上减弱了叶片上部的激波强度, 降低了激波及其关联的损失, 克服了该风扇转子高相对马赫数与低损失、高效率的矛盾, 内外涵数值模拟结果表明, 该风扇具有宽广的高效率区和高喘振裕度。

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 跨声; 掠形风扇; 设计; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

### Design and numerical simulation of a transonic swept fan

DING Jian-guo, HU Jun

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** The paper employs arbitrary airfoil blade design procedures of turbomachinery to design a transonic wide-chord fan with forward-swept and back-swept blades. In the process of designing, the radial distributions of parameters (such as total pressure ratio, maximum relative thickness and thickness of leading and trailing edges of blade and so on, camber and maximum thickness as a fraction of chord) are adjusted, so that shock intensification of blade tip is weakened, the loss of shock is debased, the conflict of high relative Mach number with low loss and high efficiency is overcome. Numerical simulation of core and bypass indicates that, the fan has a higher efficiency over a wider range and better stall margin.

**Key words:** aerospace propulsion system; transonic; swept fan; design; numerical simulation

跨声风扇转子广泛用于民用发动机的单级风扇和军用发动机多级风扇的前几级。风扇转子叶尖周向速度一般为  $380 \sim 490 \text{ m/s}$ , 迎风面轴向马赫数民用发动机一般为  $0.5 \sim 0.55$ , 军用发动机一般为  $0.6 \sim 0.65$ , 有时为了追求高推重比, 甚至达到  $0.7$ 。风扇转子总压比一般为  $1.5 \sim 2.2$ , 军用发动机为了追求高推重比, 压比更趋向高端, 民用

发动机则趋向低端<sup>[1]</sup>。

某小型发动机采用了不带进口导叶的单级中高压比、跨声、小展弦比设计的内外涵风扇, 风扇主要气动设计参数见表1。

### 1 设计原理和方法

随着发动机推重比的不断提高, 对跨声风扇

收稿日期: 2005-12-19; 修订日期: 2006-03-20

作者简介: 丁建国(1971-), 男, 湖南醴陵人, 中国航空动力机械研究所高级工程师, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事风扇/增压级气动性能设计研究。

性能的要求越来越高,在认可的失速裕度范围内,达到更高的负荷和总压比是这类风扇气动设计的追求目标.在这类风扇转子内部,通道激波是十分关键的流动现象,直接影响到跨声风扇的总体.

表1 风扇设计参数

Table 1 Fan design Parameters

| 参数名称      | 数值和单位                        |
|-----------|------------------------------|
| 叶尖周向速度    | 475 m/s                      |
| 风扇压比      | 1.85                         |
| 进口流量      | 10.5 kg/s                    |
| 涵道比       | 1.08                         |
| 风扇产风量     | 148.5 kg/(s·m <sup>2</sup> ) |
| 进口轮毂比     | 0.35                         |
| 进口叶尖相对马赫数 | 1.632                        |
| 平均轮毂斜角    | 26.4°                        |
| 平均展弦比     | 1.403                        |
| 叶尖叶栅稠度    | 1.64                         |

性能.跨声风扇转子内部的三维激波结构具有明显的双重性和优化特征.一方面,通道激波对跨声转子的负荷存在有利的一面;另一方面,过强的通道激波又将产生严重的激波损失和激波/附面层干扰损失.长期以来通道激波结构一直受到研究人员的重视,并试图在跨声叶轮机的气动设计中计入通道激波结构的影响.关于探讨二维激波结构模型的工作可以追溯到三十年前,如 Miller et al. (1961), Creveling 和 Carmody (1968), Koch 和 Smith (1976), Dunker (1987) 等.其中,广泛被引入设计计算的激波损失模型是 Miller et al. (1961) 提出的 M-H-L 模型.该模型由 Puterbaugh 和 Wennerstrom (1982) 发展为三维激波损失模型,并在叶轮机设计中得到应用.

在跨声叶轮机设计中,上述激波模型均被用来计算激波损失,进一步叠加叶型损失得到熵增.但是,激波本身对流场的影响将会更大.因此,在准三维设计情况下,如何计入三维激波对  $S_2$  流场参数的影响是设计工程师试图解决的问题. Smith Jr 的方法是基于周向平均概念 (1966). Smith 的工作假设了周向不均匀性具有线性特征.在周向平均的假设下,回转面上任何参数均从压力面 ( $\phi_p$ ) 到相邻叶片吸力面 ( $\phi_s$ ) 进行通道平均 (图 1),即任意参数的周向平均结果为,

$$\bar{p} = \frac{1}{\Delta\phi} \int_p q d\phi \quad (1)$$

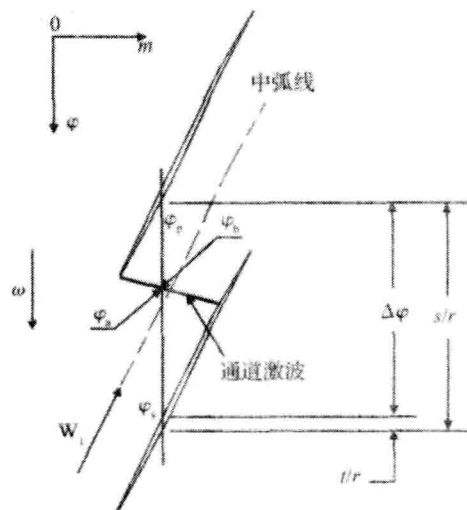


图1 通道平均

Fig. 1 Passage average

$\Delta\phi = \phi_s - \phi_p = \frac{2\pi B}{N}$  式中 ( $B$  为叶片堵塞因子,  $N$  为转子叶片数),

$$\text{而 } q = \bar{p} + q', q' = 0 \quad (2)$$

在通道平均的基础上, Hirsch 和 Warzee (1976, 1979)、Jennions 和 Stow (1985)、Hirsch 和 Dring (1987)、Dring 和 Oates (1990) 等采用了密度平均和质量平均的概念.任意参数的密度平均量可以定义为,

$$\bar{q} = \frac{\overline{\rho q}}{\bar{\rho}} \quad (3)$$

$$q = \bar{q} + q'', q'' = 0 \quad (4)$$

$$\overline{\rho q_1 q_2} = \bar{\rho} \overline{q_1 q_2} = \bar{\rho} \overline{q_1} \overline{q_2} = \bar{\rho} \overline{q_1} \overline{q_2} \quad (5)$$

该方法能够反映周向不均匀性对平均流面流动的影响,但无法计入激波间断特性.而三维通道激波流动参数具有不连续性,同时也具有周向不均匀性.本文在周向平均概念基础上引入三维激波的间断特性,并推导出具有激波间断特性影响的平均流基本方程.通过对这些方程的求解,得到受激波力作用的  $S_{2m}$  流场特性<sup>[2-6]</sup>.

在叶片造型之前,通过轴对称流计算获得任意回转面上气流和叶片角参数,然后利用造型程序在任意回转面上形成叶型截面,叶型的厚度分布根据给定的最大相对厚度和最大厚度位置用解析函数给出,保证了叶型表面的曲率光滑.本风扇为适应高来流马赫数将叶型尖部设计成具有小幅度前掠和后掠.三维叶轮机流场分析程序是叶轮机专用 CFD 软件,用时间推进求解守恒参量的方法求解平均的 N-S 方程,标准 K-epsilon 紊流模型,定常流,Modified linear profile 二阶精度的离

散格式,级间采用 Frozen Rotor 掺混面。

## 2 关键设计参数选择

**进口轮毂比:**低的进口轮毂比对气动性能有好处,可以获得更高的效率,但不利结构强度,对于单级整体式叶片盘风扇,进口轮毂比一般在 0.3~0.4 的范围内选取,本设计选取 0.35 的进口轮毂比。

**风扇产风量:**本文引入一个产风量的概念,产风量为风扇进口流量与风扇进口全通道面积之比(不考虑轮毂直径,与进口迎风面积流量在此存在差异),对于该量级(10 kg/s)的风扇,产风量一般为 140~150 kg/(s·m<sup>2</sup>),本设计取风扇产风量为 148.5 kg/(s·m<sup>2</sup>)。

**进口叶尖周向速度:**对于 1.85 的风扇设计压比,最佳的进口叶尖周向速度为 475 m/s,小于该数值,由于负荷的增加,效率因此降低;大于该数值,虽然负荷降低,但是激波却增强,由此带来的激波损失以及激波与附面层干扰产生的损失增加,效率也成降低的趋势。因此,本设计选取了一个最佳的进口叶尖周向速度 475 m/s。

**机匣的流路设计:**风扇转子叶尖流路沿轴向线性下压,造成转子尖部前缘子午流线正曲率,以降低当地马赫数,而出口为负曲率,以缓解当地的流动堵塞。

**叶片展弦比:**叶片的展弦比小对气动一般是有利的,但另一方面过小的展弦比在气动上会增大根部的堵塞,对内涵流动不利。同时意味着单个叶片的尺寸和重量增大,相应的轮盘要增厚,这将增大结构设计的难度。机匣的包容设计也将更为困难,风扇单元体的重量增加。因此在能够保证气动性能的前提下,尽量用稍小的叶片弦长。

**叶片数和叶栅稠度:**根据经验,风扇转子叶尖稠度一般与叶尖最大相对马赫数相对应,本风扇转子叶片数取偶数为 16 片,为避免叶根的堵塞,根部稠度为 2.45,叶尖稠度取 1.64;基于内外涵静子与风扇转子共振基频的考虑,外涵静子叶片数取 37,内涵静子叶片数取 48 片。

**风扇转子压比沿展向的分布:**风扇转子沿展向为变压比分布,在分流锥附近最大为 1.875,分流锥至叶尖逐步减小,叶尖为 1.754;分流锥至叶根逐步减小,叶根为 1.592。采用该分布主要是为了提高风扇转子的效率,叶尖激波强,激波及激波与附面层干扰引起的损失大,因此降低叶尖的压比;叶根由于转速相对低,扩散因子大,降低叶根

压比也有利于效率,同时防止叶根叶型扭角过大对强度不利。

**叶型最大相对厚度和前后缘厚度:**最大相对厚度由强度决定,本风扇的工作时间短(20 h),按经验在叶片根部取 8.8%,然后沿叶高逐渐减少。在叶尖由于马赫数很高,希望厚度越小越好,由此取叶尖最大相对厚度为 2.0%。前缘和尾缘厚度按经验取值为叶型最大厚度的 10%,完全可以满足强度要求。

**弯度分布和最大弯度位置:**弯度分布决定负荷的弦向分布。本风扇设计成根部前加载,尖部后加载的展向负荷分布,有助于激波的后掠,降低激波损失。同时叶尖部后加载有利于提高转子的稳定性裕度。而根部前加载可以增强根部的流通能力,降低转子的堵塞流量,扩展转子的有效工作范围。叶片中下部的弯度分布为单突曲线,故采用二次多项式对规定的叶片角分布进行拟合,尖部截面因马赫数高而采用部分负曲率,即弯度分布在弦长的前部分为负弯,以此造成激波前的预压缩以降低波前马赫数。根据负荷分布“根前尖后”的设计原则,最大弯度位置从根到尖从前向后移动,从根部的 0.5 线性变化到叶尖的 0.6。

## 3 设计结果

最终设计的流路如图 2 所示。轮毂型线平均斜角为 26.4°,而叶尖流路下压坡度为 5°。图 3 显示叶片的三维 UG 模型,从中可以看出叶片高度扭转并且同时具有小前掠和后掠特点。

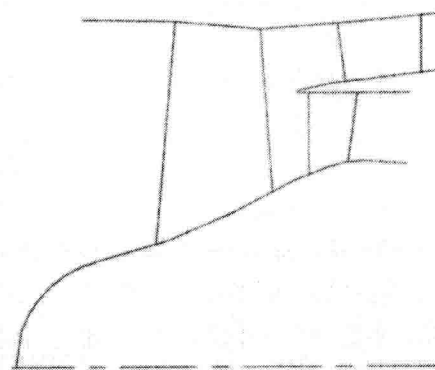


图2 风扇流路

Fig. 2 Fan flow-path

图 4~图 7 分别为叶型最大弯度位置  $X_f$ 、最大相对厚度  $\bar{C}_{\max}$ 、叶栅稠度  $\tau$ 、弦长  $b$  沿展向相对叶高的分布(图中符号 ●、□、▲ 分别为风扇转子、外涵静子和内涵静子)。图中风扇转子最大相对厚度自根部至叶尖从 8.8% 以抛物线形式递减



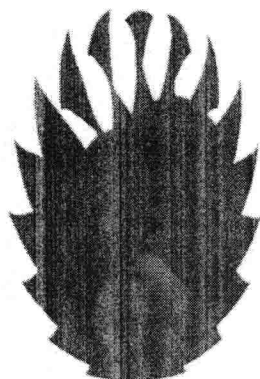


图 3 风扇叶片盘

Fig. 3 Fan disk

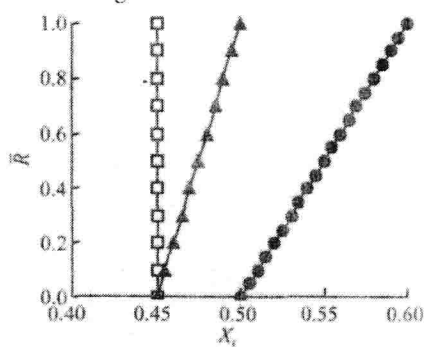


图 4 叶型最大弯度位置

Fig. 4 Location of maximum airfoil camber

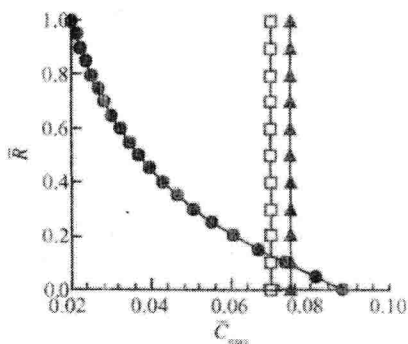
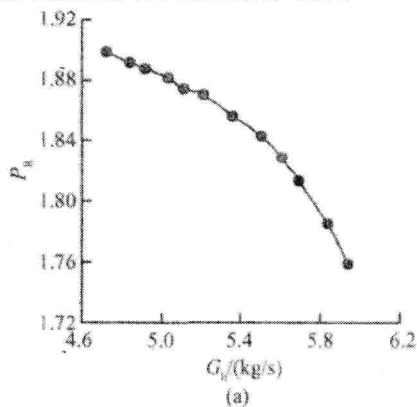
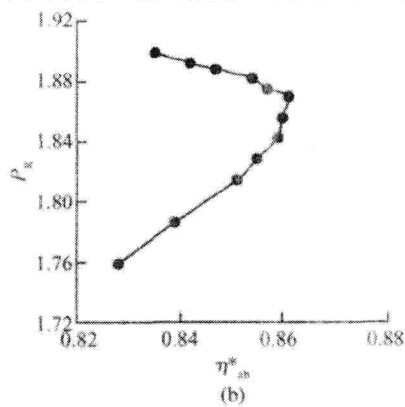


图 5 叶型最大相对厚度

Fig. 5 Maximum thickness as a fraction of chord



(a)



(b)

图 8 外涵特性线

Fig. 8 Bypass characteristic

至 2%, 而最大弯度位置从根到尖由前向后移动, 在叶根为 50% 轴向弦长位置, 到叶尖后移至 60%。这一安排, 与负荷的从根到尖由前向后移动的设计意图相对应, 在根部叶片有强的前加载, 而负荷在尾缘变得很小。此分布随叶高逐渐反转过来, 到叶中以上至叶尖变为中、后加载。

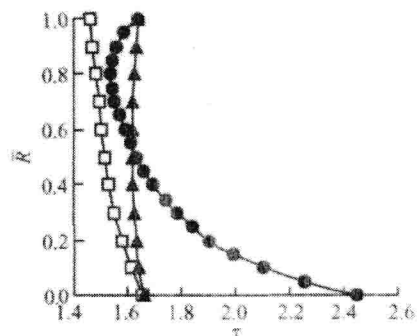


图 6 叶栅稠度

Fig. 6 Solidity

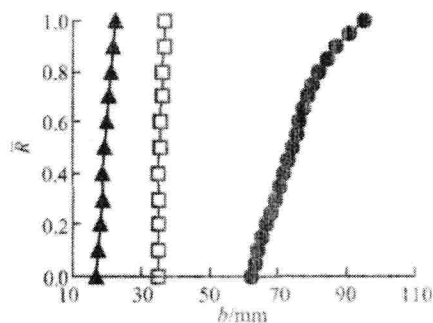


图 7 叶型弦长

Fig. 7 Chord

三维内外涵联算所得到的设计转速风扇外涵和内涵特性如图 8 和图 9 所示 (图中  $G_e$ 、 $G_i$  分别为内、外涵流量)。内外涵的稳定性裕度分别为 18.2% 和 20.1%, 超出了不小于 15% 的要求。计算结果同时表明该风扇具有宽广的高效率工作区。

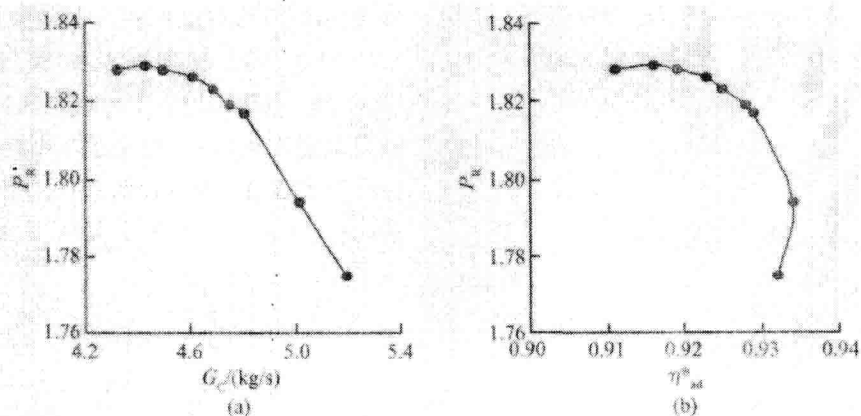


图9 内涵特性线

Fig. 9 Core characteristic

图10和图11分别为转子压比  $P_R$  和绝热效率  $\eta_{ad}^*$  沿展向的分布。压比分布呈中间大两头小的趋势,峰值稍高于中介机匣的径向位置。效率在内涵部分非常高,在外涵部分由于激波及其相关的损失,效率急剧降低,但还是维持在一个较高的水平。只是到了70%叶高以后,叶尖泄漏涡和激波的相互作用使损失剧增,效率以更高速率下降。

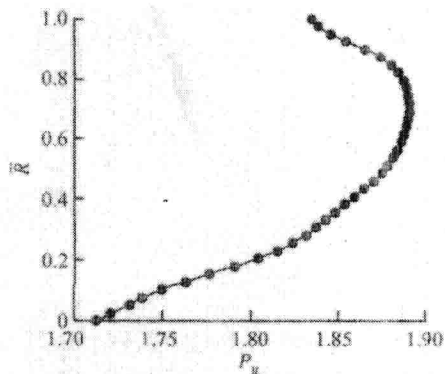


图10 转子压比沿展向分布

Fig. 10 Spanwise pressure ratio distribution

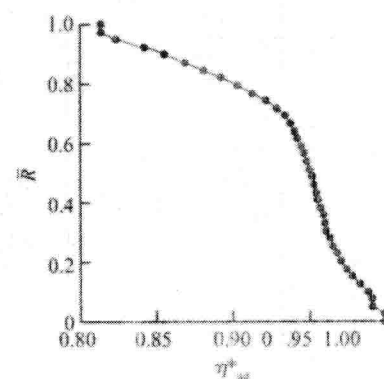


图11 转子效率沿展向分布

Fig. 11 Spanwise efficiency distribution

设计点的三维流场见图12。在设计状态吸力面激波较大后掠。由于高叶片速度和低设计压比,叶尖截面的叶型基本没有弯度,增压几乎完全靠激波。从转子出口绝热效率沿展向的分布可以看出叶片下部除很薄的附面层外,基本上没有什么损失,主要损失集中在叶尖部分。叶尖的高损失区

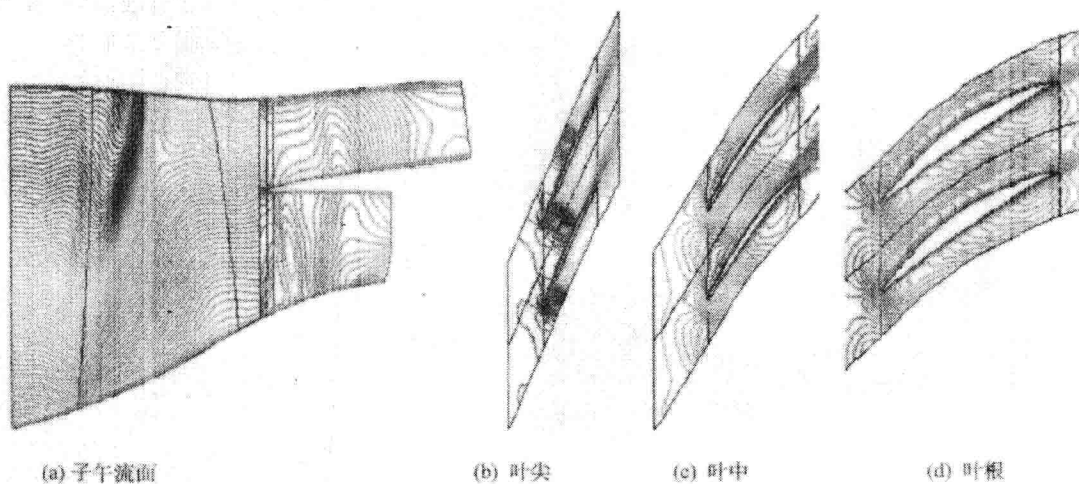


图12 风扇马赫数云图

Fig. 12 Contours of Mach number of fan

基本上由急剧增厚的叶片表面附面层和近机匣处高损失区构成。具有较大后掠角的三维激波结构实现了利用三维斜激波并降低激波损失的设计意图。尽管通过限制叶尖部分的压比和流量降低了叶尖部分的轴向马赫数,相对马赫数在叶尖处还是达到了 1.632,这给尖部叶型的设计优化带来了很大的困难。

## 4 结 论

采用与计入三维激波结构轴对称流设计程序相匹配的任意中弧线叶片造型程序,成功地完成了某单级跨声并同时具有小前掠和后掠的内外涵风扇设计。

在设计过程中,通过调整风扇转子进出口轮毂比、叶尖线速度、机匣流路、进口流量、压比、叶片最大相对厚度和前后缘厚度等参数沿展向的分布,以及弯度和最大弯度位置沿弦向的分布,从设计上减弱了叶片上部的激波强度,降低了激波及其关联的损失,克服了该转子叶尖高相对马赫数和低损失、高效率的矛盾。

内外涵数值模拟结果表明,在设计点,风扇转子效率为 0.919,内外涵的喘振裕度均超过 18%,同时风扇具有宽广的高效率区,效率的峰值位于设计点的左侧,即当风扇转子因为某种原因(如进气畸变、运行性能衰退等)工作点左移时,不至于

因为效率变低而进入恶性循环。

强度和振动计算表明,叶片盘应力满足 EGD-3 应力标准,在正常工作状态和超转状态下处于弹性范围内;风扇叶片的频率裕度满足 EGD-3 的叶片共振标准。

## 参考文献:

- [1] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[R]. GT 2002-30327.
- [2] Cybyk B Z, Rabe D C. Characterization of the first-stage rotor in a two-stage transonic compressor[R]. AIAA 95-2460.
- [3] Dunker R J. A shock loss model for supercritical subsonic flows in transonic axial flow compressors[R]. AGARD-CP-401: 27. 1-27. 15. 1987.
- [4] Gui X, Zhou S. A transonic compressor design methodology including the influence of 3D passage shock waves[R]. ASME paper 99-GT-78, International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Indianapolis, Indiana, Jun. 7, 1999.
- [5] Miller G R, Lewis G W, Hartmann M J. Shock losses in transonic compressor blade rows [J]. Transactions of ASME, 1961, 83(4): 235-242.
- [6] Puterbaugh S L, Copenhaver W W, Hah C. A three-dimensional shock loss model applied to an aft-swept, transonic compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 452-459.

文章编号: 1000-8055(2007)09-1475-06

## 机匣处理的非定常数值分析

屠宝锋, 胡 骏, 王永明

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 采用非定常计算方法对轴流式压气机中机匣处理的扩稳效果进行了研究. 进行了某型风扇斜缝带背腔式机匣处理在单转子和单级环境下及 Rotor37 轴向缝式机匣处理的数值计算, 分析了下游静子的存在对机匣处理数值模拟结果的影响. 结果表明该计算方法能够模拟出机匣处理的非定常作用, 并且只有当危险截面位于叶尖附近时, 机匣处理才有扩稳的能力. 发现单转子环境下的计算不能准确地表现出机匣处理的真实作用, 下游静子的存在会导致上游转子危险截面位置的变化.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 机匣处理; 非定常; 数值分析; 危险截面

中图分类号: V231

文献标识码: A

## Unsteady numerical analysis for casing treatment

TU Bao-feng, HU Jun, WANG Yong-ming

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** The improved effect of casing treatment in axial compressors was studied by using an unsteady simulation method. Numerical calculation was performed for the cavity casing treatment with oblique slots under one-rotor and one-stage environment as well as for axial slots casing treatment of Rotor 37. The influence of downstream stator upon casing treatment simulation was also analyzed. The results show that, this computation method could simulate unsteady casing treatment, but the casing treatment cannot extend the stall margin of a compressor until the dangerous section is near the tip of rotor blade. It's found that the real role of casing treatment cannot be manifested accurately under one-rotor environment, and the presence of downstream stator would change the dangerous section of upstream rotor.

**Key words:** aerospace propulsion system; casing treatment; unsteady; numerical analysis; dangerous section

“机匣处理”这个概念的提出至今已经有 40 多年的历史了<sup>[1]</sup>. 虽然研究人员对机匣处理已经进行了大量的试验研究<sup>[2-3]</sup>和数值研究<sup>[4-7]</sup>, 多种型号上也成功地采用了机匣处理装置, 但是对于机匣处理的扩稳机理至今也没有一致的结论, 现阶段机匣处理结构的设计还主要依赖于试验调试. 其主要原因在于叶尖间隙区域以及机匣处理

结构内部的流场异常复杂, 目前的试验设备还无法准确地测量出这些部位的细致流场.

计算机技术的进步给机匣处理的研究开辟了新的路径, 许多研究者采用数值计算方法模拟机匣处理对压气机流场的影响. 但是这些研究由于受到计算机水平以及计算方法的限制, 一般停留

收稿日期: 2006-08-14; 修订日期: 2006-12-25

基金项目: 国家自然科学基金(10272057)

作者简介: 屠宝锋(1981-), 男, 浙江嵊州人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动动力学的研究.



在定常计算及单转子计算,而现在使用比较普遍的缝式机匣处理与压气机转子之间实际上存在着非定常的相互作用.本文进行了处理机匣的非定常数值计算,可以真实地模拟处理机匣与转子以及静子之间的非定常相互作用.虽然单转子机匣处理网格量比较少、计算方法比较简单,没有考虑转静子相互作用的影响,能够计算出机匣处理的扩稳作用.但是,真实的发动机中压气机是多级的,上、下游叶排对处理级的转子流场会有很大的影响,甚至会改变其危险截面的位置.如文献[8]所述,机匣处理沿叶高方向的影响范围是有限的,只有在靠近危险截面的位置才有效果,叶尖部位为失速截面时则需要采用外壁机匣处理.因此本文进行了单转子环境下和级环境下机匣处理扩稳效果的比较及分析.

## 1 单转子计算

### 1.1 模型

单转子计算采用的第1个模型是某风扇第1级转子.转子共有24个叶片,其设计转速为11 000 r/min,叶尖间隙为1 mm.机匣处理为斜缝带背腔式,共有224个缝,缝与轴线夹角为 $10^\circ$ ,与径向夹角为 $45^\circ$ .为了减少计算量,本文简化了缝的数目,取216个,这样只需要计算1个通道.每1个通道对应9个缝,并且覆盖了转子叶尖顶部大约 $-42\% \sim 52\%$ 的叶尖弦长轴向范围(轴向缝前缘在叶尖前缘上游,离叶尖前缘的距离为叶尖弦长的42%).第2个模型是Rotor37转子,叶尖间隙值为1 mm,轴向缝大约位于 $-41.4\% \sim 48.9\%$ 叶尖位置,共有36×8个缝,开缝面积占总面积的53.57%.

### 1.2 网格划分

风扇转子机匣处理计算域包括主通道总共有22个网格块,分两步做网格.首先,使用AUTO-GRID软件生成带有0.5 mm间隙的主通道,有5个网格块;然后,在IGG里划分其余0.5 mm间隙的网格以及机匣处理的网格,间隙部分的网格共分为3层,其中第1层高0.1 mm,一个网格块;第2层高0.1 mm,有3个网格块,分别对应缝前、缝中、缝后3个位置;第1层0.3 mm,3个网格块的轴向位置与第2层间隙的3个网格块相同.机匣处理结构包括9个斜缝和1个背腔,共10个网格块.主通道与第1层间隙,第1层间隙与第2层间隙,第3层间隙缝中的网格块与9个斜缝的交

接面均采用完全非匹配连接,为了获得良好的连接效果,一般采用多对1或1对1的连接方式.斜缝带背腔式机匣处理网格如图1所示.

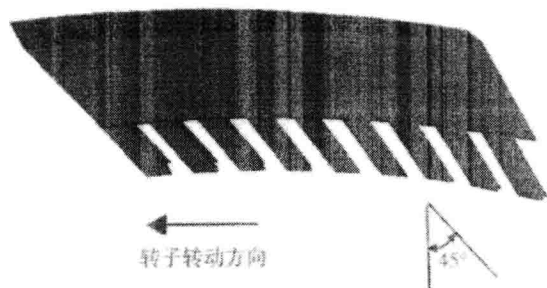


图1 缝式带背腔式机匣处理网格示意图

Fig. 1 Grid of the slots and cavity

Rotor37采用了类似的网格划分,但是比上面的稍微简单一些,主通道包括0.5 mm的叶尖间隙,网格数为30万,在IGG里做出另外的0.5 mm叶尖间隙网格,分为2层:第1层间隙高0.25 mm,网格分布为 $65 \times 9 \times 133$ ;第2层间隙高0.25 mm, $133 \times 13 \times 133$ 个网格;共8个轴向缝,每个轴向缝网格数为 $8 \times 21 \times 49$ .除主通道采用HOH网格外其它网格块均采用H型网格.结构如图2所示.



图2 Rotor37机匣处理示意图

Fig. 2 Casing treatment of Rotor37

### 1.3 计算方法

采用Jameson有限体积差分格式进行空间离散,结合Spalart-Allmaras湍流模型对三维雷诺平均N-S方程封闭进行求解,采用显式四阶Runge-Kutta法时间推进求解.为了节省计算时间还采用了伪数值振荡、局部时间步长和残差光顺等技术来加速收敛.非定常计算采用隐式双时间步方法,计算中每一个转子通道采用30个物理



时间步,每一个物理时间步下设置15个虚拟时间步。除斜缝、背腔、第3层间隙缝中网格块以外其它的网格块均转动,转速为11 000 r/min;转静干涉面设为转子相对固定的边界条件;进口给定总温288.2 K、总压101 325 Pa、速度沿 $z$ 轴方向(共给定了4个进口边界条件,其中速度沿周向和径向均为零);出口给定背压,通过调节背压的大小得到1条特性线;主通道与第1层间隙、各间隙层之间、第3层间隙缝中与斜缝、斜缝与背腔等网格块之间的相互连接是采用完全非匹配连接,在IGG经过完全非匹配连接计算后,默认为是固壁条件,所以在FINE里要进行边界条件设置,实际转动的边界就必须转动。

#### 1.4 计算结果

如图3所示,Rotor37计算结果显示轴向缝式机匣处理使得失速点的流量减小了5.4%,但同时造成了效率和压比的下降。图4给出了某风扇第一级转子的特性图,图中比较了机匣处理前后等熵效率和总压比随流量的变化情况。从图中可知,该机匣处理没有造成转子性能严重的恶化。在峰值效率点右边(大流量状态)时机匣处理会降低转子的性能,但是在峰值效率的左侧(小流量状态)时,效率和压比均有所改善,说明该机匣处理能够改善非设计点性能。但是从该图还可以发现,机匣处理后,失速点流量几乎没有减小,也就是说该机匣处理不能提高该转子的失速裕度。下面将从失速危险截面方面来分析这个原因。

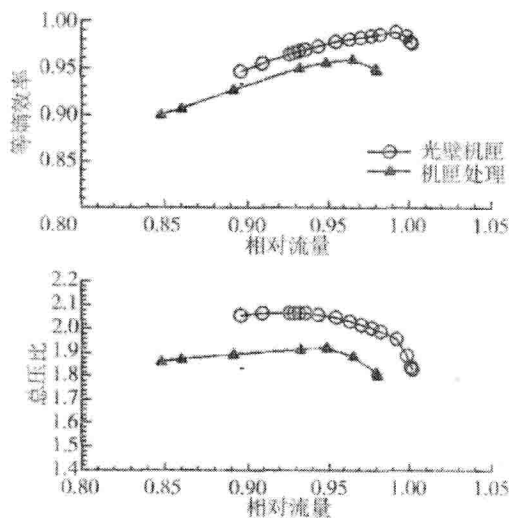


图3 机匣处理前后 Rotor37 特性图比较

Fig.3 Characteristic picture of Rotor37

一般认为,只有当危险截面位于处理级的叶尖部位时,机匣处理才具有扩稳的能力。文献[8]

描述了一种诊断压气机失速危险截面的方法。本文计算采用均匀进气,因此通过比较大流量和小流量时出口截面沿径向总压的分布,观察其变化的趋势即可以判断出危险截面的位置。

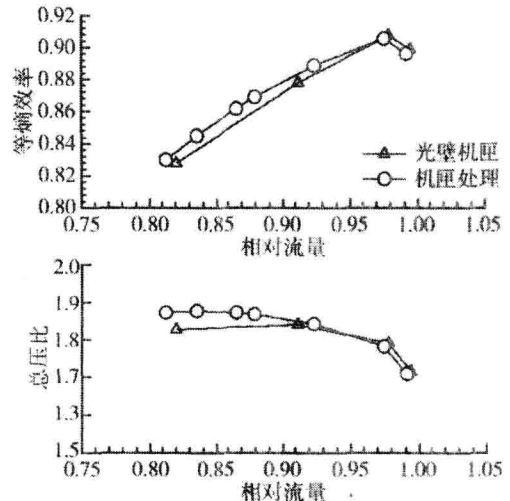


图4 机匣处理前后某风扇转子特性图比较

Fig.4 Characteristic picture of the fan rotor

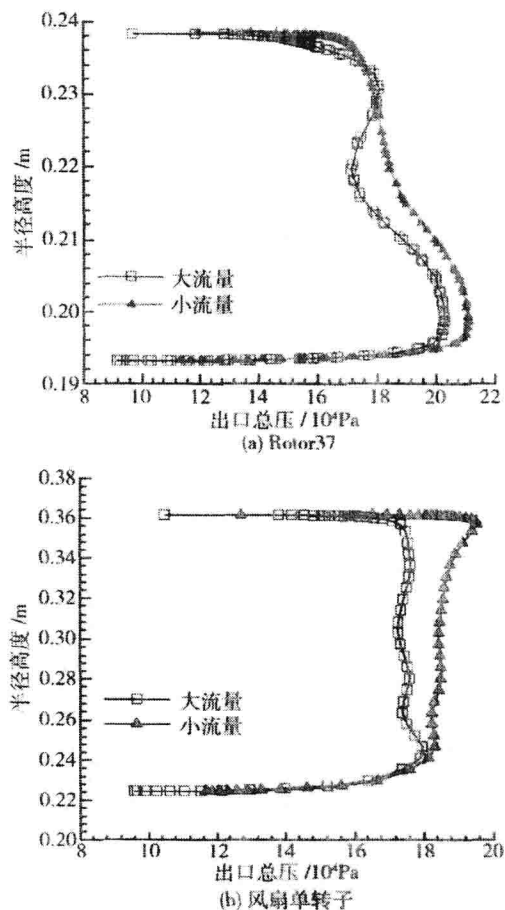


图5 两种转子危险截面的比较图

Fig.5 Dangerous section of the two different rotors

从图5中可以发现,风扇转子和 Rotor37 的

危险截面位置不同, Rotor37 的危险截面位于叶尖附近, 而风扇转子的危险截面位于叶根附近, 这就解释了前面机匣处理是否能够有效降低失速点流量, 提高失速裕度的原因。

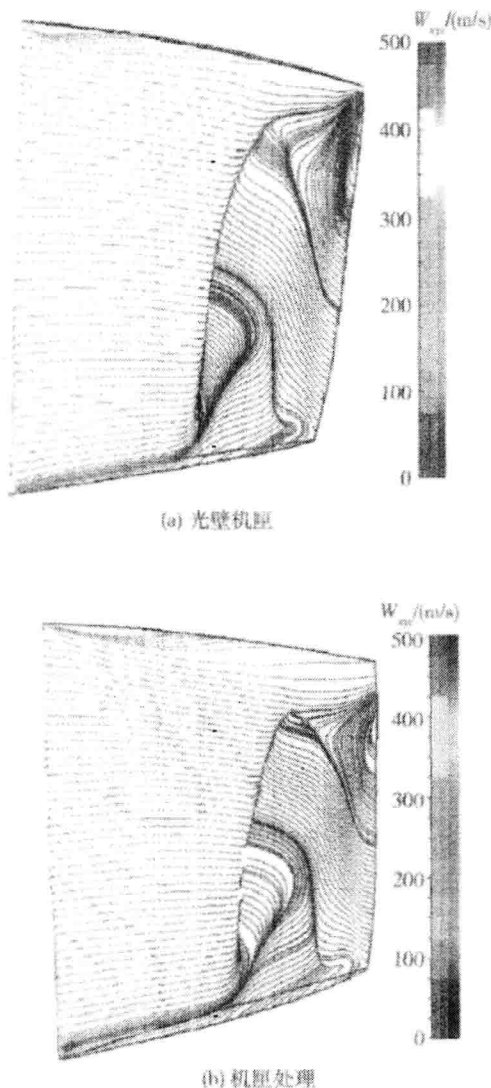


图6 等流量下无机匣处理叶背极限流线比较

Fig. 6 Limited vector lines in suction face

图6给出了等流量状态点光壁机匣和带轴向缝式机匣处理两种情况下转子叶片吸力面极限流线比较, 从图中可以看到, 经过机匣处理后, 叶尖附近的分离线向叶根移动, 改善了叶尖附近的堵塞情况。但是由于机匣处理并没有减小分离造成的损失, 而且由于将通道激波后的高压流抽吸到缝的前面, 与主流的低压流掺混造成了额外的损失, 所以机匣处理后损失反而有所增加, 效率和压比都有不同程度的降低。从图6还可以发现, 机匣处理改变叶尖附近的分离及堵塞比较明显, 而对于叶根没有什么影响, 从中也说明机匣处理只对

危险截面位于叶尖附近的压气机有扩稳能力。

## 2 级环境计算

### 2.1 计算模型

保持单转子计算时的流道不变, 在转子后加上静子形成一个1级的计算域, 其流道如图7所示。1级计算的网格划分和边界条件的设置比单转子的稍微复杂一些, 但是基本原理是一致的。由于要进行非定常计算, 因此转子和静子的通道比是1:2。

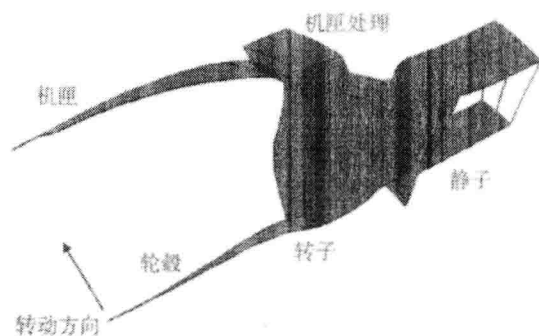


图7 级环境计算域示意图

Fig. 7 Stage-environment computation field of the fan

### 2.2 计算方法

基本的计算方法跟1.3部分介绍的一样, 只是转子跟静子之间采用了转静干涉面连接。

### 2.3 计算结果

图8给出了级环境下特性图, 从图中可以发现机匣处理具有明显的扩稳效果。在级环境下失速裕度扩大了17.7%, 但同时也使得峰值等熵效率下降了0.8%, 峰值效率点对应的总压比下降了0.365%。从图中还可以发现随着斜缝数目的

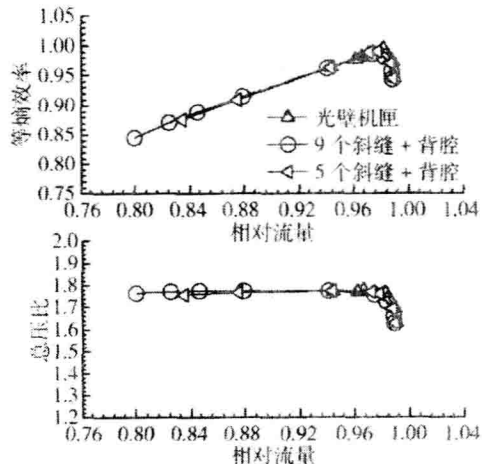


图8 级环境下无机匣处理的特性比较

Fig. 8 Compare of characteristic in stage environment between smooth wall and casing treatment

降低,机匣处理的扩稳能力有所下降,但是对效率和压比这些性能的影响也随之减小.这就说明在设计缝类机匣时,可以通过调节斜缝的数目来获得所需要的失速裕度和性能要求.

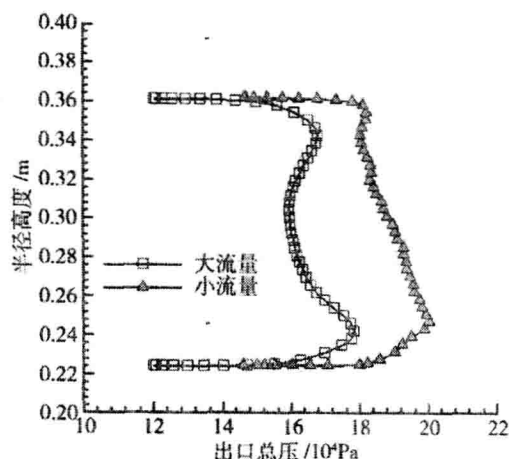


图9 级环境下风扇危险截面的比较图

Fig. 9 Dangerous section of the one stage

图9给出了级环境下出口总压在不同流量下沿径向的分布,从图中可以看到危险截面位于叶尖附近.

### 3 机匣处理内的非定常流动

图10给出了非定常计算中一个周期内4个等分时刻斜缝内相对速度流线的分布.

在跨声速压气机中,机匣处理一般位于转子下方,在叶尖部位马赫数很高,激波强度很大,气流通过叶尖通道激波后,静压急速增加.而通道激波的位置随着流动状态的改变而改变,当通道激波位于机匣处理下方时,由于静压差的作用,激波后的气体进入机匣处理内部,然后再通过斜缝和背腔的流动,喷射到叶尖前缘部分,从而使得叶尖区流场改善,推迟了失速的发生.

从图10中可以看到,相对转子的转动,处理机匣保持静止.在相对坐标系下斜缝下方的激波位置会不停的改变,从而导致斜缝内流动状况会发生周期性的变化,从吸力面到压力面激波位置相对相下游移动.缝式机匣处理内部的流场是非定常的,这种非定常流动的时间尺度和转子旋转速度和叶片的数目有关,空间特征尺度与弦长相当,与叶尖泄漏涡的非定常流动相比,空间特征尺度相近,时间尺度要小,这种非定常喷射/抽吸气流会对转子流场产生一种非定常作用力.

从图8可以看到5个斜缝的机匣处理扩稳效果远远低于9个斜缝的扩稳效果,可以认为非定

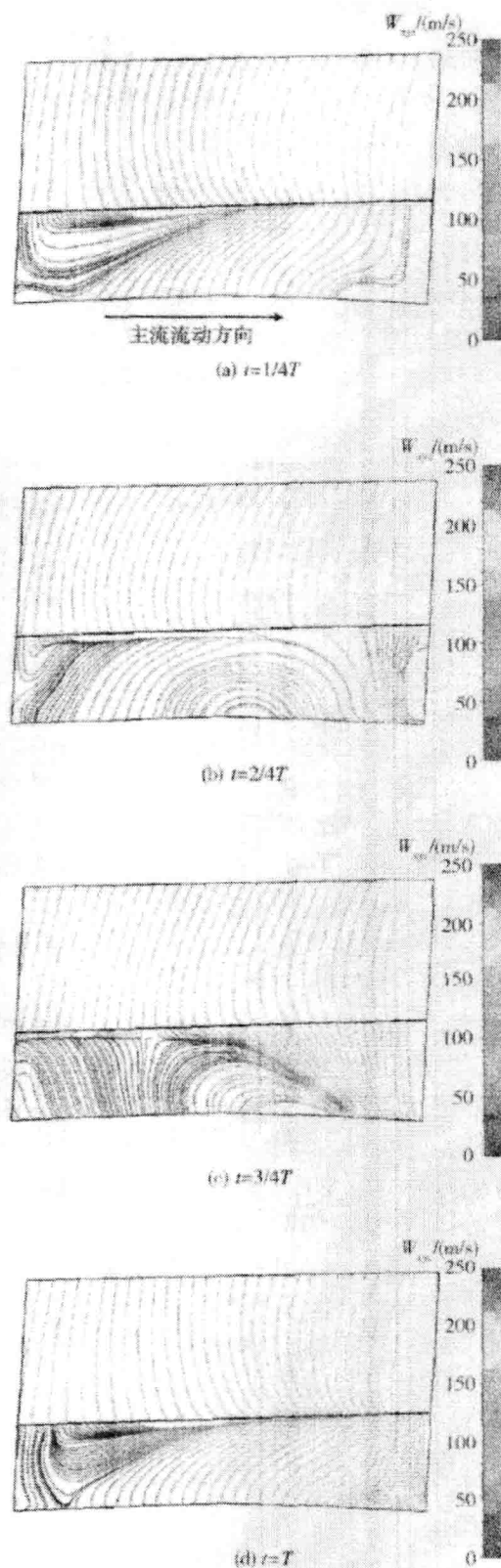


图10 非定常计算1个转子通道周期内4个等分时刻机匣处理内相对速度分布

Fig. 10 Distribution of  $W_{xyz}$  in the casing treatment at different instants during one blade passing period

常因素中的非定常作用频率对机匣处理的扩稳能力有很大的影响。可以推测非定常作用频率降低时处理机匣的扩稳能力会降低。当频率降低到零时,斜缝式机匣处理退化成光壁机匣,而当频率进一步增加,到一定程度可能会近似于周向槽的扩稳能力,因此有可能存在一个最佳的非定常作用频率即存在最佳的缝数,但是需要进一步的研究验证。非定常数值计算可以更加真实地体现机匣处理的扩稳能力,主要原因是非定常数值计算能够得到机匣处理对主流的非定常作用。这种非定常作用包括了非定常的作用力大小及非定常作用频率。但是这种非定常作用在物理上的本质原因是什么?当作用力和频率取何值时可以得到满意的扩稳效果及合适的性能?现在还无法得到一个可靠的结论,希望结合后续的试验进行深入的研究。

## 4 结 论

本文侧重描述了机匣处理的非定常处理方法,以及在非定常计算中应该注意的一些问题。斜缝式机匣处理与叶片排之间本身存在着一种非定常的相互作用,因此必须采用非定常计算方法进行数值求解。从上文的描述可以发现采用非定常计算得到的机匣处理的扩稳能力和定常计算得到的扩稳能力的差别是存在的。

通过某风扇单转子和 Rotor37 转子计算结果比较发现缝式机匣处理只有在转子危险截面位于叶尖附近时才有扩稳效果。这与一般的试验结果比较符合,因此在设计压气机机匣处理时,要将机匣处理位于危险级,而且要保证危险截面位于叶尖附近。通过计算结果分析,发现机匣处理可以改变叶片表面的分离结构,可以将叶尖附近的分离向叶根方向移动,减小叶尖附近的堵塞情况。

通过某风扇单转子和级环境下的计算比较发现,静子的存在会改变上游转子危险截面的位置,

这就使得在单转子环境下没有扩稳效果的机匣处理在级环境下可以发挥扩稳能力,这就说明要真实地模拟机匣处理的扩稳能力,一定要进行级环境下的计算,否则结果不能应用到真实的多级压气机上。

## 参考文献:

- [1] Hartmann M J, Benser W A, Hauser C H. Fan and compressor technology[R]. NASA SP-259, 1970.
- [2] Osborn W M. Effect of several porous casing treatment on stall limit and on overall performance of an axial-flow compressor rotor[R]. NASA TN D6537, 1971.
- [3] Fabri J, Reboux J. Effect of outer casing treatment and tip clearance on stall margin of a supersonic rotating cascade [R]. American Society of Mechanical Engineers (Paper), 75-GT-95, 1975.
- [4] Hall E J, Crook A J, Delaney R A. Aerodynamic analysis of compressor casing treatment with a 3D Navier-Stokes solver[R]. AIAA-94-2796, 1994.
- [5] Ingo W, Hans P K. A numerical investigation of the flow mechanisms in a high pressure compressor front stage with axial slots[J]. ASME, Journal of Turbomachinery, 2004, 126:339-349.
- [6] Behnam H B, Joao A T, Paul C, et al. Parametric study of tip clearance casing treatment on performance and stability of a transonic axial compressor[J]. ASME, 2004, 126:527-535.
- [7] 袁巍, 周盛, 陆亚钧. 压气机间隙流与处理机匣作用的三维数值分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(9):885-888.  
YUAN Wei, ZHOU Sheng, LU Yajun. 3D numerical analysis for the effect between tip clearance and casing treatment in turbomachinery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(9):885-888.
- [8] 蒋世亮. 机匣处理若干问题探讨[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(1):46-49.  
JIANG Shiliang. A discussion of some questions about casing treatment[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(1):46-49.