

文章编号: 1000-8055(2010)02-0424-10

高负荷低压风扇三维气动设计与损失分析

姜 斌, 王松涛, 冯国泰, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 在给定的限制条件下, 通过从 S_2 反问题计算出发, 依靠在粗、细网格上求解三维黏性 Navier-Stokes(N-S)方程的设计方法完成了某高负荷、跨声速低压风扇的气动设计. 该设计方法抛弃了准三元设计对损失模型的依赖, 较快的实现了跨声速风扇的气动设计. 在设计结果的基础上, 对风扇流场结构的分析表明, 动叶顶部激波, 以及激波、泄漏流和附面层的相互作用是风扇损失的主要来源. 全三维的弯扭叶片设计实现了静叶的高亚声大折转角扩压流动.

关 键 词: 跨声速风扇; 气动设计; 激波结构; 泄漏流

中图分类号: TK474. 7

文献标识码: A

Research on three-dimensional aerodynamic design of transonic fan and loss analysis

J IANG Bin, WANG Song-tao, FENG Guo-tai, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: This paper presented the aerodynamic design process for a low pressure transonic fan stage. The solver based on three-dimensional (3-D) viscous Navier-Stokes equations has been adopted as a main design tool with coarse and thick mesh, although the initial blade was sourced from the solution of S_2 inverse solver. This design method eliminated the reliance on loss models in quasi 3-D design for the designer. Based on the design result, the flow field structure in the fan stage was also studied in this paper. The main flow loss of the rotor was originated from the shock and the interaction among shock, leakage flow and boundary layer. The 3-D stator design has achieved successfully the high subsonic airflow with high turning angle.

Key words: transonic fan; aerodynamic design; shock structure; leakage flow

高效率的发动机部件设计在小型发动机的设计当中具有重要意义. 美国小发动机部件技术 (SECT) 计划研究表明, 当涡轮和压气机的效率由 86 % 提高到 91 % 时, 发动机耗油率降低 33 %, 单位推力提高 10 %, 前者的减小意味着在导弹储油箱容积不变的条件下, 可使飞机/ 导弹射程增加 1/3 左右. 现代风扇/ 压气机的气动性能得到了不断的提高. 陈懋章院士对风扇/ 压气机的发展和现

代风扇的特点做出了全面的概述^[1].

随着计算机水平的迅速发展, 计算流体动力学 (CFD) 不论在工程设计还是流动机理的研究领域都起到了重要的作用, 已经成为进一步提高叶轮机械性能和认识叶栅内复杂流动的有效手段. 建立在三维设计技术之上的掠型风扇技术, 弯、扭全三维叶片空间造型技术已经在航空发动机的压气机部件设计当中得到广泛应用^[2-6]. 现代叶轮机

收稿日期: 2009-01-15; 修订日期: 2009-07-10

基金项目: 国家科技部 973 项目 (2007CB210104)

作者简介: 姜斌 (1980 -), 男, 吉林省吉林人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动设计以及高负荷扩压叶栅流场结构研究.

机械设计手段已经在经验、半经验的准三维设计的基础上,逐渐进入了定常三维气动设计和建立在优化设计平台上的气动优化设计阶段^[7]。

本文在简单的准三元设计(S_2 反问题)的基础上,采用求解全三维黏性 Navier-Stokes (N-S) 方程的方法,在没有依靠损失模型,落后角模型的情况下,对某小型发动机低压风扇进行了改型气动设计。最终的三维黏性计算结果表明,气动设计达到了设计要求,在喘振裕度不小于 15 % 的情况下,设计点实现了较高的效率 (89.6 %)。此外,文中还集中对该风扇流场中的高损失区域进行了气动流场分析。

1 数值方法与计算可靠性讨论

本文气动设计是建立在 CFD 技术的基础之上的,因此,首先给出了文中采用的数值方法,并且讨论数值计算的可靠性问题。

气动设计从 S_2 反问题出发, S_2 计算程序是采用了考虑了叶片力的流线曲率法来求解完全径向平衡方程。叶片内环量分布按指数规律给出^[8]。

三维黏性计算,使用了 Numeca 公司的 Eureka 求解器。空间离散采用二阶迎风差分格式辅以矢量分裂算法,4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解,多重网格加速收敛,定常计算交界面采用混合平面法,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型,壁面附近平均 y^+ 值小于 5。动、静叶计算网格都在叶片周围选用了“O”型网格,并在进出口段结合“H”型网格。设计采用两套网格拓扑,粗网格的网格数单列叶栅 20 万左右,细网格计算单列网格数在 50 万左右。图 1 给出了计算网格和风扇的几何外形。

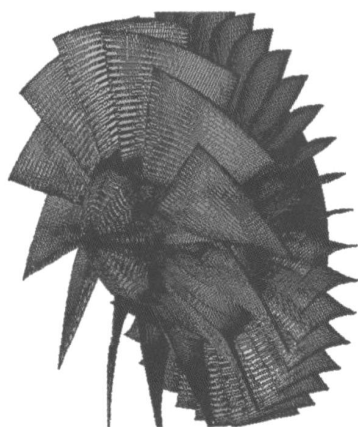


图 1 几何形状与计算网格

Fig. 1 Geometry and computation grids

在计算可靠性方面,从两个角度进行了讨论。首先选用了具有公开实验数据的跨声速级 NASA-Stage 35 为原型,对三维黏性程序进行了校核,另外,还对与本设计具有相似工作条件的原型风扇的实验与计算结果的对比,讨论了本设计计算结果的可靠性。

程序验证选择了与该风扇具有相似叶尖切线速度和压比的 NASA-Stage 35 的高负荷、跨声速低压压气机作为验证原型。其最高效率点流量 20.82 kg/s,壅塞流量 21.1 kg/s,级最大效率 0.845,最高效率点级的总压比 1.842,其具体试验数据见参考文献[9-10]。

选用与改型设计风扇三维黏性计算相同的求解器和湍流模型,空间离散使用相同的拓扑结构,计算网格数相同,因此计算结果具有可比性。

图 2 中给出了 100 % 转速情况下,CFD 计算得到的级特性曲线与试验结果的对比,图 2(a) 显示了绝热效率随流量的变化特性,图 2(b) 显示了总压比的流量特性曲线。图中可以看到,在壅塞流量的预测方面,CFD 计算与试验值相差 1.7 % 左右,在总压比的预测上,CFD 计算结果的总压比在整个流量范围内偏低。计算效率预测的效果较好,最高效率点计算值较低但在整个工作范围内的计算误差都较小。喘振边界的预测是 CFD 计算的一个难点,这里 CFD 计算结果没能达到试验的最小流量,有一定的差距。总的来看,CFD 计算结果能够实现与试验结果较好的吻合,对于工程设计以及定性和部分定量的机理分析是可以的。

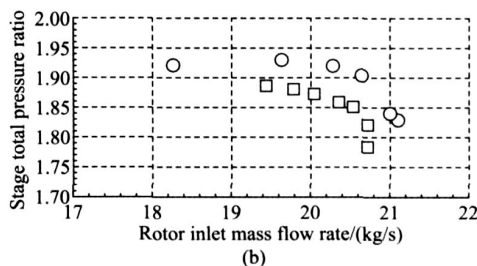
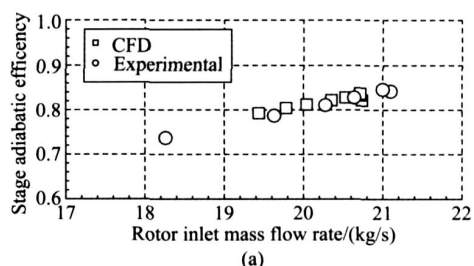


图 2 NASA-Stage 35 性能曲线

Fig. 2 NASA-Stage 35 performance maps

本设计是某原型方案的改型设计,因此,这里结合原型的数值模拟以及实验结果,来考察改型风扇计算结果的可能误差范围.这里只给出了等熵效率与总压比的结果(表 1).在表中能够看到,从两个原型级的效率和压比上来看,可以看出,实验得到的效率值偏高于 CFD 程序的计算结果 0.5%~1%.压比的预测相差都不大,CFD 计算结果偏高一点.由此可以预测,改型设计的设计点实验效率应该不会与计算值偏差过大,且有可能高于计算值.

对于喘振裕度的预测是数值模拟的难点,很难预测准确,且往往计算量庞大,因此这里有待实验验证.

表 1 实验与 CFD 计算结果对比
Table 1 Comparison of results between CFD and experiment

	原型 1		原型 2		改型	
	CFD	实验	CFD	实验	CFD	实验
等熵效率	0.862	0.894	0.88	0.884	0.896	
总压比	2.0	1.983	2.04	1.99	1.851	

2 气动设计指标与设计方法

2.1 设计指标

本文设计风扇以某小型风扇为原型,为了进一步提高发动机推力,通过重新热力计算,得到了新的低压风扇设计指标(表 2).改型风扇在与原型相当的叶尖切线速度下,降低了该风扇的总压比,提高质量流量.因此,在保持与原型风扇具有相同轴向长度的情况下,风扇外径尺寸有所增加,保持了相当的进口单位面积的质量流率.

表 2 主要设计参数
Table 2 Design parameters

参数	数值
总压比	1.85
等熵效率	0.90
喘振裕度/ %	15
单位面积质量流率/ (kg/ (s · m ²))	192
叶尖切线速度/ (m/ s)	450

2.2 设计方法

本文对跨声速风扇的设计建立在 S_2 反问题得到的初始叶栅的基础上,为了加快设计速度,采用粗、细网格的三维黏性计算结合跨声速叶栅流场分析进行反复设计.图 3 给出了基本的设计流程图.这种设计方法,虽然也从准三元设计出发,但是抛弃了 S_1/S_2 的正问题迭代过程,设计过程当中,不再使用准三元设计当中的损失模型和落后角模型,从而减少了设计当中对经验,半经验的模型的依赖,设计过程直接求解具有更高可靠性的雷诺平均 N-S 方程.

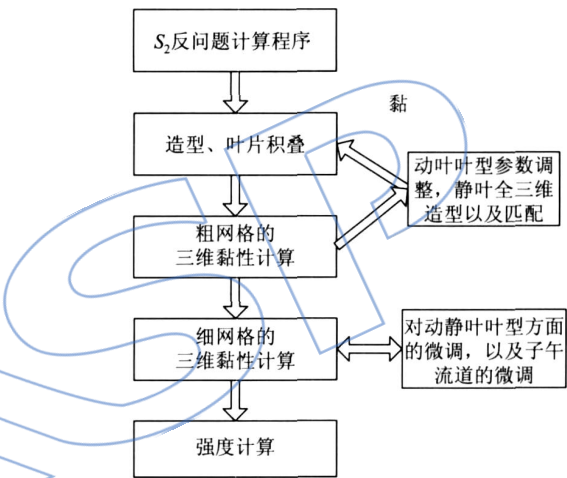


图 3 设计流程图
Fig.3 Design flow chart

计算机速度的迅速提高,为将求解 N-S 方程应用到风扇气动设计当中提供了保障.于此同时,目前的 CFD 技术求解较少级数的压气机(小于 3 级左右)得到的性能是比较可靠的.在本改型设计过程当中,为了加快设计速度,分别采用了粗、细两套网格求解雷诺平均 N-S 方程,从而最终达到设计要求.

本文使用的气动设计方法主要包括 3 个部分, S_2 反问题求解、求解雷诺平均 N-S 方程以及叶片造型.其中 S_2 反问题以及 3-D 黏性方程求解方法在前面已经进行了阐述.在叶片造型方面,针对动叶栅有激波存在的跨声速流场,三维黏性设计中,动叶片型线选择了 8 个控制变量的 B 样条曲线来控制中弧线与厚度曲线.风扇静叶栅的造型参考了文献[11].另外,需要指出动叶选择了尾缘积叠的积叠方式,这是参考了原型风扇的积叠方式而定的.

3 气动设计结果

3.1 准三元设计结果

本文的一维方案设计较多的受到原型风扇尺寸方面的限制。风扇采用等外径设计,另外,由于发动机内部结构的限制,风扇动叶出口以及静叶进、出口的几何半径也是限定的。在此基础之上,风扇的动叶出口和静叶出口的设计轴向速度基本就是固定的。因此,除了压比、流量等给定的设计参数外,风扇的一维设计的自由度比较少,主要是动叶进口的轴向速度,从而确定风扇进口轮毂比。通过一维设计可以初步得到该风扇的子午流道形式的几个关键位置的坐标,同时按照相应的损失、落后角模型对风扇性能给出预估。下面给出了一维设计得到的计算结果(表 3)。

表 3 一维设计参数与结果

Table 3 Design parameters and results of primary design

参数	数值	参数	数值
总压比	1.85	进口轴向速度/(m/s)	173
等熵效率	0.884	出口轴向速度/(m/s)	176
进口气流角/(°)	0	进口轮毂比	0.30
出口气流角/(°)	0	反动度	0.7065

在确定了叶片进出口位置后,按照四次多项式曲线形式构造轮毂型线。图 4 给出了初步设计子午流道形式的示意图。

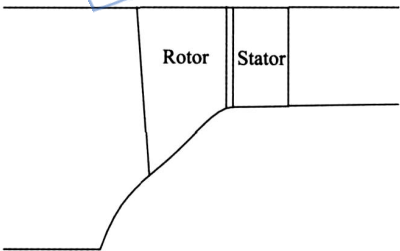


图 4 初步设计子午流道

Fig. 4 Design of the meridional channel

在得到初步的子午流道形式后,对风扇进行 S_2 反问题进行计算。动叶总压比沿径向的分布规律按照等压比给出,考虑动叶顶部激波损失较大,大致给出了动叶效率的分布,另外,大致给出静叶总压恢复系数沿叶高的分布。

S_2 反问题计算结果提供了初步的叶型参数,可以用于叶片的造型。参考原型风扇选择最大厚

度及位置。在圆锥面上,利用多段圆弧造型,得到初始叶片。

从上面的介绍可以看出,如此粗糙的准三元计算会将大量的设计任务留给下面的三维黏性设计,包括叶型的修改,加功量沿叶高分布的调整以及轮毂形式,进口轮毂比的调整都会留给三元设计阶段。计算机的计算速度不断提高,使这种三维设计过程成为可能。

3.2 粗网格黏性计算结果

由于设计过程当中,准三元设计只初步考虑了 S_2 反问题,因此设计结果是达不到设计要求的。因此,下面使用单列叶栅 20 万左右的较粗网格进行了初步的三维黏性设计。改型设计的重点放在了动叶上面,静叶叶型基本使用原型风扇的形式。

粗网格数量的选择,一方面考虑到计算速度要求较快,每一个算例能够在 1~2 h 之内达到收敛,另一方面,根据以往的经验,20 万左右的网格总数能够大体描述出跨声速风扇内的激波结构和流动特点。

首先对 S_2 反问题得到的初始动叶进行了粗网格上的三维黏性计算,计算结果表明,动叶流量只达到了设计流量的 90.7%,总压比 1.82,效率 89.3%。显然,这个结果与设计要求具有较大的差距。可见,三维计算不能得到 S_2 反问题计算的速度等参数沿叶高的分布,图 5 给出了初始动叶片的粗网格计算结果与 S_2 设计结果的进、出口相对气流角和子午速度沿叶高分布的对比。 S_2 反问题过于乐观的估计了轮毂附近的通流能力,造成了三维计算的动叶根部附近的大攻角。同时, S_2 反问题给出的沿叶高的等压比分布规律也没有能够实现,三维计算结果表明,根部的压比偏低,而顶部压比偏高。

对动叶的三维黏性设计会使初始叶片具有较大的变化。设计一方面,从主要的设计变量出发,如动叶展弦比,进口面积,叶片安装角等进行调整,这些因素的变化直接影响风扇的流量与效率和稳定工作范围。另一方面,基于流场分析,对叶片型线进行调整,特别对于动叶顶部采用预压缩形式的型线,来控制激波与附面层相互作用。在图 6 中,能够看到经过粗网格三维黏性设计后轮毂型线与叶片型线的变化。可见,粗网格设计后,动叶的轮毂以及叶片都发生了较大变化,主要体现在,动叶片弦长缩短,展弦比增加,进口面积减小,叶片的安装角减小,增加了进口的开度。

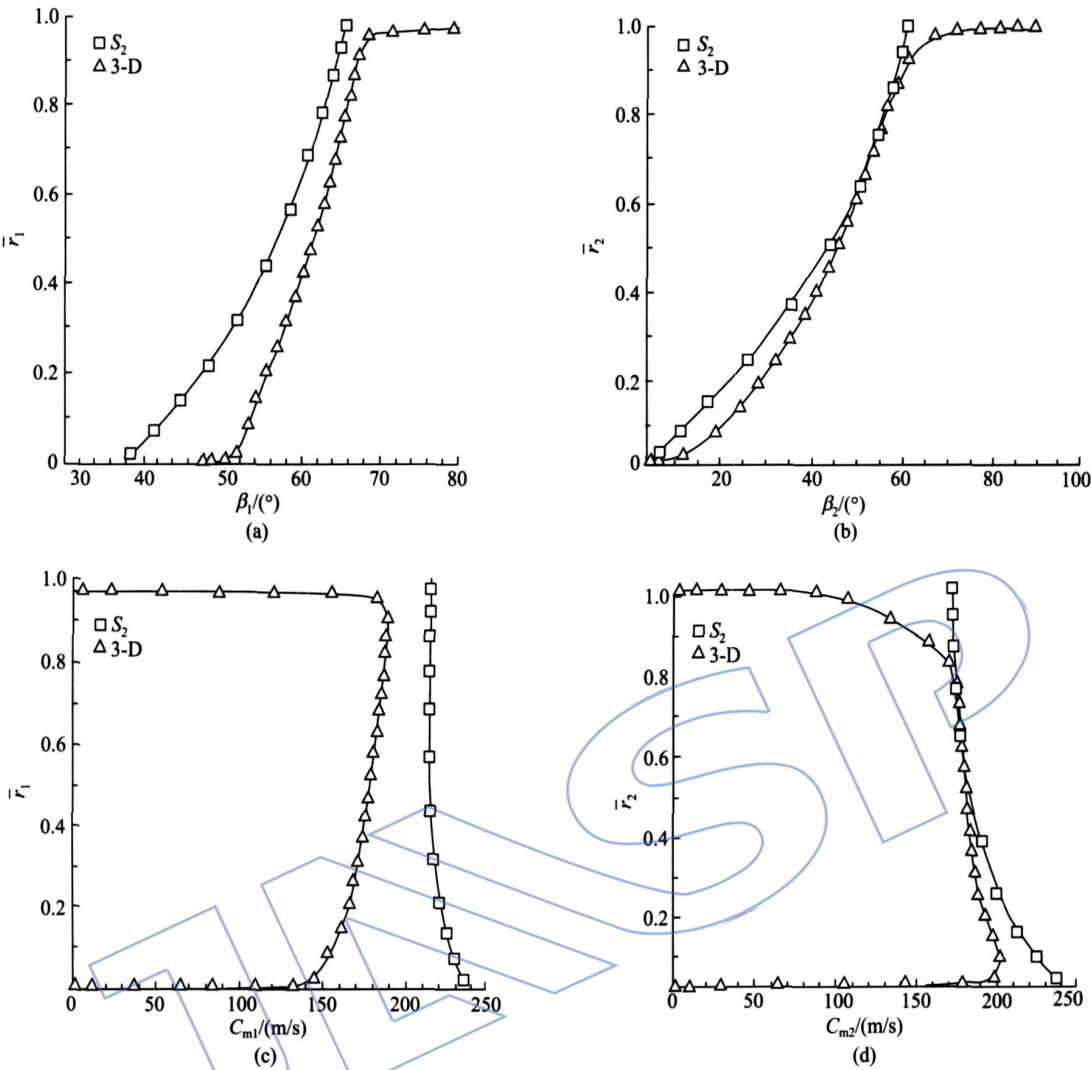


图 5 初始叶片的三维粗网格计算结果与 S_2 设计结果对比
Fig. 5 Comparison between the 3-D design with coarse grids and S_2 design results

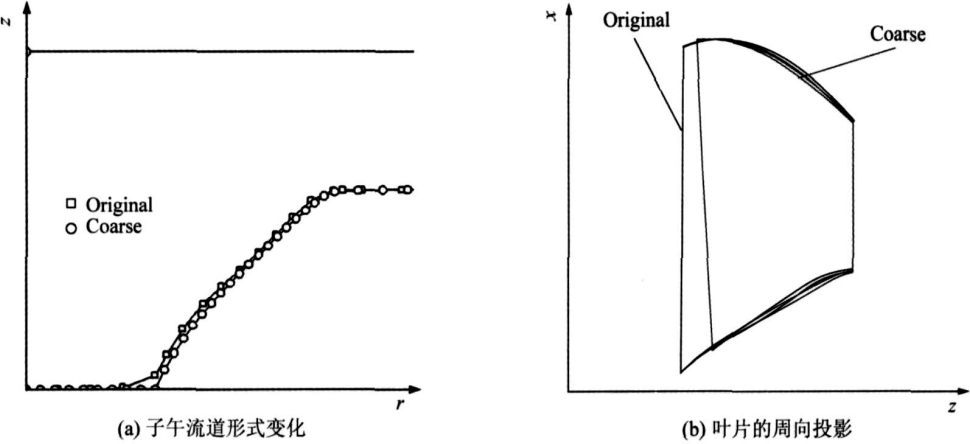


图 6 粗网格设计后风扇转子变化情况
Fig. 6 Distortion of the blade by 3-D design with coarse grids

通过粗网格的设计后,流量达到设计流量,动叶总压比 1.90,效率 92%。图 7 给出了粗网格设计前后,动叶出口截面密流和等熵效率的云图。图中能够看出,经过粗网格的三维黏性设计,效果是明显的,从出口截面的情况来看,整个流道内通流能力得到增强,效率都得到了提高,特别是流道的上半部分,性能改善明显。

在喘振裕度的预测方面,其大小受到叶栅展弦比,稠度以及攻角等较多因素的影响。针对跨音声速压气机,一般认为失速是由于动叶顶部激波溢出槽道后,激波泄漏流作用引起。三维粗网格计算初步考虑风扇的喘振裕度,要求设计点动叶顶部区域采用双激波结构,且槽道激波位置选择偏向下游。

以上分析能够看到,粗网格设计有效的改进了叶栅流场,在其精度范围内基本实现了设计点的设计要求。三维黏性设计还是在基于对风扇关键设计参数的认识以及跨声速压气机流场的理解的基础之上的,需要经过多次反复的求解雷诺平均 N-S 方程,修改主要几何参数与叶型来实现设计目标的。

3.3 细网格黏性计算结果

在完成粗网格的气动设计后,需要加密网格来去除网格依赖性对计算结果的影响。风扇设计利用了原型风扇的静叶。在做细网格设计时引入了静叶,进行整级风扇细网格黏性计算,网格总数在 100 万左右。

首先对粗网格设计得到的动叶,使用细网格进行了级的计算,结果表明,动叶流量达到设计流量的 101%,总压比 1.875,效率 89.7%,可见经过粗网格的设计,设计结果较 S_2 反问题有了较大的进步,与设计要求更加接近。

细网格的设计方法与使用粗网格时相类似,考虑到计算量较大,设计主要集中在对主要设计变量轮毂型线和叶片安装角的小范围调整,叶片的型线没有改变。另外,这里需要考虑静叶的匹配,对静叶进出口角度进行一定得调整,设计点时动叶根部具有较小的正攻角,同时需要保证风扇出口方向为轴向。图 8 给出了调整后风扇的轮毂型线和叶片的变化情况。

细网格的三维黏性计算得到了本次设计的气动

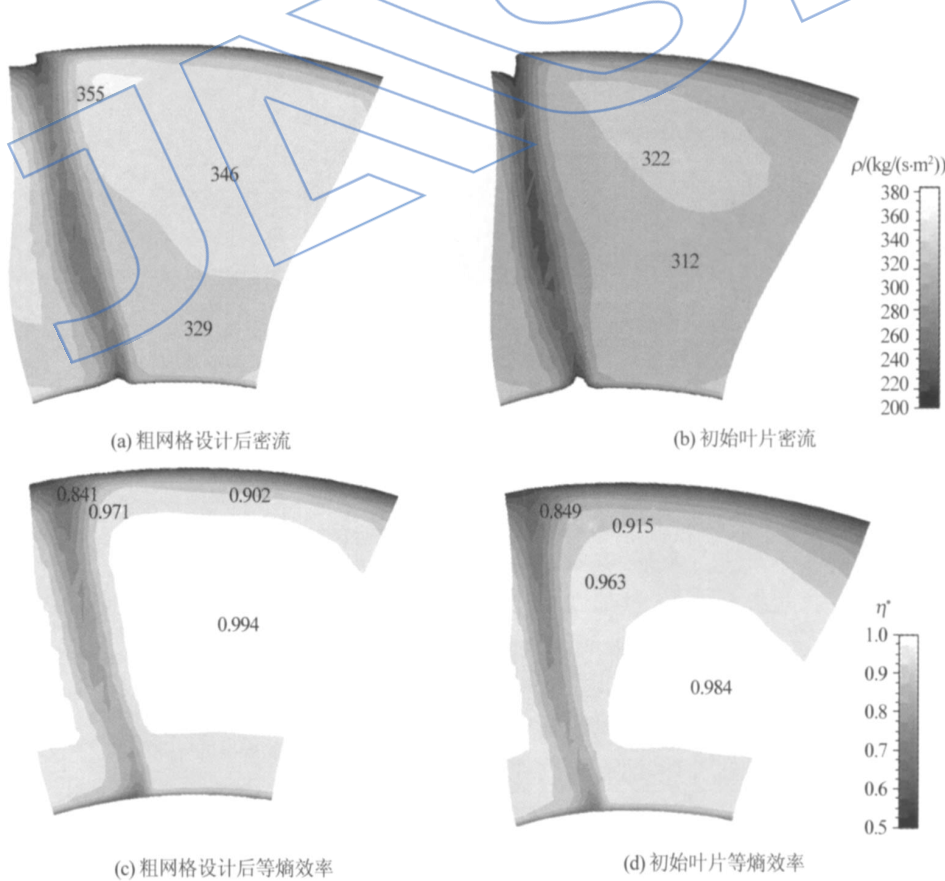


图 7 动叶出口截面密流与等熵效率云图

Fig. 7 Mass flow density and isoentropic efficiency contour at the rotor outlet

设计方案,下面对设计结果进行了较为详细的分析.

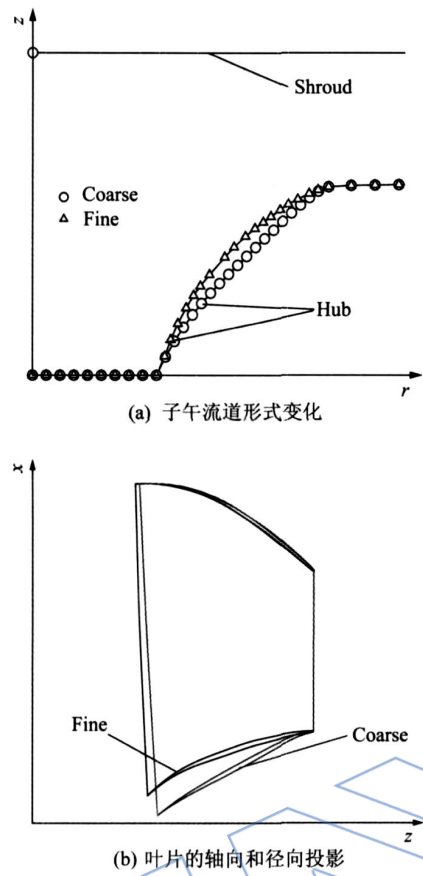


图 8 细网格设计后风扇转子变化情况
Fig.8 Distortion of the blade by 3-D design with fine grid

首先,在表 4 中,给出了三维黏性计算得到的设计结果,可以看出,通过文中所述的设计方法基本实现了该风扇级的气动设计,达到了设计要求.其中喘振裕度的设计同样依靠三维黏性计算来预测,这里主要通过对风扇流场中的动叶顶部激波结构和静叶根部攻角来进行调整.需要综合考虑风扇设计点效率与喘振裕度.通过细网格计算,图 9 给出了设计转速下风扇的特性曲线,喘振裕度 15 %达到了设计要求.

设计结果,可以看出,通过文中所述的设计方法基本实现了该风扇级的气动设计,达到了设计要求.

其中喘振裕度的设计同样依靠三维黏性计算来预测,这里主要通过对风扇流场中的动叶顶部激波结构和静叶根部攻角来进行调整.需要综合考虑风扇设计点效率与喘振裕度.通过细网格计算,图 9 给出了设计转速下风扇的特性曲线,喘振裕度 15 %达到了设计要求.

表 4 三维设计结果
Table 4 3-D computation results

参数	数值
总压比	1.851
等熵效率	0.896
进口气流角/(°)	0
出口气流角/(°)	2.0
进口马赫数	0.567
出口马赫数	0.43
进口轮毂比	0.345
出口轮毂比	0.595
动叶扩压因子	0.42
静叶扩压因子	0.54
动叶进口单位面积质量流率/(kg/(s·m ²))	192
喘振裕度/%	15
叶尖切线速度/(m/s)	450

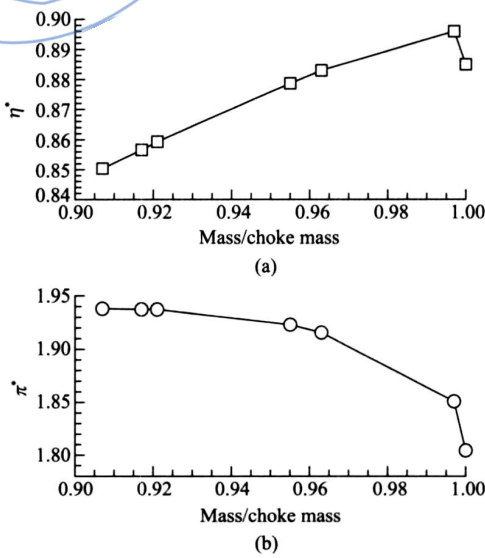


图 9 设计转速风扇性能曲线
Fig.9 Performance map at 100 % rotation speed

接下来对设计结果进一步处理,给出风扇主要参数的展向分布规律.图 10 和图 11 分别给出了设计工况下动叶、级的效率和总压比沿叶展方向的分布规律,在图中可以看到,动叶的效率在 80 %叶高以下都保持在 95 %以上,在 80 %叶高以上由于激波强度更强同时受叶顶间隙泄漏流动影

响,效率下降很快,叶顶间隙大小是影响动叶效率的重要因素.结合级效率的变化规律能够看出,静叶 30 %叶高以下范围损失较大,致使级效率相比其他叶高下降较快.从压比的分布规律来看,总压比沿叶高的分布不是常数,等压比设计原则在这里很难实现高的通流能力.因此根部的总压比相对较低,顶部较高,中间基本是线性过度的,根部和顶部的总压比相差在 0.1~0.2 之间.

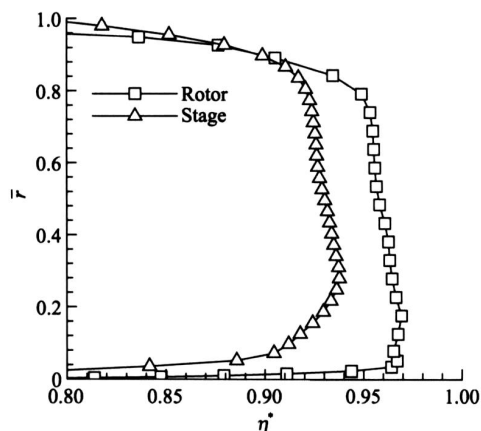


图 10 动叶和级效率沿叶高的分布

Fig. 10 Efficiency distribution along spanwise

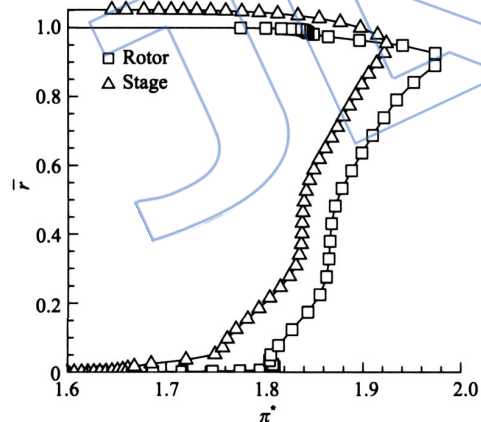


图 11 动叶和级总压比沿叶高的分布

Fig. 11 Pressure ratio distribution along spanwise

综上,该风扇在叶展方向存在两个高损失区域,一是动叶顶部区域,另一个是静叶根部区域,前者的形成原因,与动叶顶部激波、端区附面层、泄漏流的相互作用密切相关.另一方面设计中发现,改进根部流动一方面可以调整动叶根部叶型,另一方面是调整动叶根部子午型线,而后者往往对流动场影响效果更为显著.此外,通过适当增加动叶顶部的通流能力是提高风扇流量的有效手段.

4 高损失区流场分析

4.1 动叶顶部高损失区域流场分析

动叶顶部区域的流动损失是风扇气动损失的重要来源.图 12 给出了在设计点的动叶顶部区域的流动情况,这里沿着叶顶弦向取了 4 个位置 (section 1~section 4) 给出了其上熵的云图,同时选择这 4 个位置作为泄漏流的释放位置做出叶顶的泄漏流线.流线分为两个部分,section 1 和 section 2 位置用黑色实线表示,section 3 和 section 4 位置用灰白色点划线表示.另外图中还给出了 98 %叶高的马赫数等值线,来描述激波的位置以及和泄漏流的相互作用.

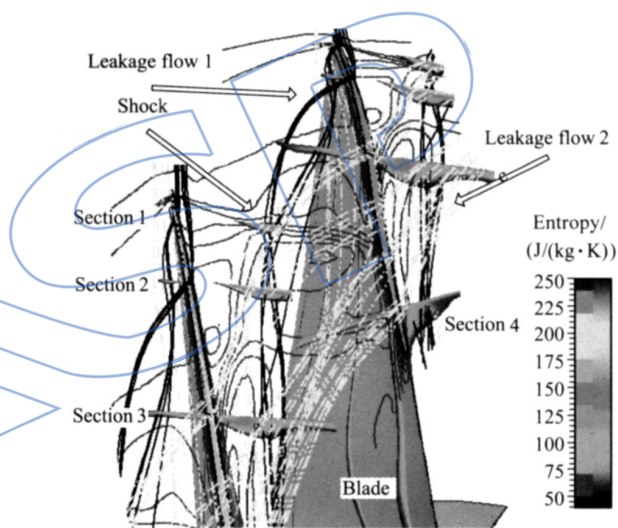


图 12 动叶顶部区域流动情况与损失分布

Fig. 12 Flow and loss analysis near the tip of rotor

从图中显示的计算结果能够看到动叶顶部复杂的流动状态.首先,设计点时,流道中存在两道激波增压的激波系(前缘斜激波与槽道激波),前面的斜激波较强,槽道激波较弱,特别是受到了泄漏流的影响槽道激波强度受到进一步的削弱,但是这里仍能依稀可见,此时的双激波结构流动损失较小.在泄漏流方面,能够看到,其与激波在叶顶区域的相互作用是剧烈的,其改变了激波的强度和倾斜角度,同时激波也使泄漏流动发生了变化,在激波后形成低能流体堆积的区域.图中能够看到,第一部分泄漏流由压力面侧通过叶顶间隙流入到主流中,并汇聚形成泄漏涡,这部分流体在与激波作用之前的熵值很小,而经过激波后形成了比较集中的低能流体堆积的区域.而第二部分泄漏流(section 3, section 4),基本没有能够汇入

到泄漏涡中,这部分泄漏流体大多发生了二次泄漏,并且附着在靠近机匣的薄层之中,与第一部分流体相比,没有向主流区域扩散.损失方面,这里采用了熵的云图的方式描述,其描述了低能流体(高熵流体)聚集的位置和大小.图中能够清晰的看到,流体熵的剧烈增加,发生在激波与泄漏涡相互作用之后,设计点时,激波的强度较弱,激波与泄漏涡的相互作用产生的低能流体范围较小,经过激波后,二次泄漏造成了靠近压力面侧的低能流体的堆积.此时的损失较小,在于激波强度得到了较好的控制.

4.2 静叶根部高损失区域流场分析

静叶根部区域是跨声速风扇又一个损失集中的区域.该风扇的静叶栅设计采用了弯扭联合设计的高负荷单列叶栅.下面对该风扇的动叶根部损失进行分析.

在叶栅内流体损失的分析方法方面,由于难于追踪流体质点的运动轨迹,这里在对叶栅的气动参数进行周向平均的基础上,按照与下端壁形成流管的流线上各点的流量相同的方法来确定周向平均后的准流线上各点位置的方法来尽可能的描述流体损失在流道内的分布情况.图13给出了在周向平均后,设计点时静叶栅流道内的总压损失系数的分布情况,其中坐标轴以叶片高度为参考值进行了无量纲化.图中可以比较清晰的看到,损失随着流体向下游流动而增加的情况.总体上来讲,主流区的损失水平还是比较低的,只是端区

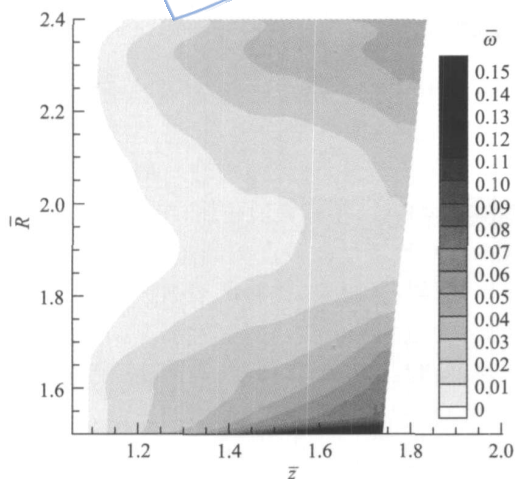


图13 静叶流道总压损失系数

Fig. 13 Total pressure loss coefficient of the stator channel

损失较大,特别是根部下游位置形成明显的高损失区.

5 结 论

本文从 S_2 反问题出发,主要依靠求解全三维黏性 N-S 方程的方法,完成了某小型发动机低压跨声速风扇的气动设计,并实现了较高的效率.文中主要阐述了采用的设计方法和该风扇的流场结构特点及损失分布情况,主要得到以下几点结论:

1) 从 S_2 反问题出发,依靠粗、细网格求解黏性 N-S 方程的设计方法,抛弃了准三元设计对经验、半经验的损失、落后角模型的依赖.在现有的计算水平下,可以较快地实现高负荷跨声速风扇级的气动设计.

2) 大子午收缩跨声速风扇设计当中,子午流道形式以及叶片展弦比的选择起到至关重要的作用,该设计当中是限制效率水平的关键因素.

3) 高负荷跨声速风扇的高损失区集中在动叶顶部和静叶根部区域.动叶顶部激波结构的选择与控制是实现动叶顶部区域高效率流动的关键.该设计方案激波与附面层的相互作用得到了较好的控制,是设计效率较高的主要原因.

4) 动叶顶部区域的激波、附面层、泄漏流的相互作用是造成动叶顶部流动恶化的重要原因.设计点时,双激波结构的流动损失较小.泄漏流靠近前缘的一部分形成泄漏涡向下游发展,后半弦长的泄漏流发生二次泄漏并且限制在靠近机匣的薄层之中.

5) 静叶采用全三维弯扭叶片设计,较好的实现了高亚声、大折转角的扩压流动.

参考文献:

- [1] 陈矛章. 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. (in Chinese)
- [2] Weingold H D, Neubert R J, Behlke R F, et al. Reduction of compressor stator endwall losses through the use of bowed stators[R]. ASME Paper 95-GT-380, 1995.
- [3] Fischer A, Riess W, Seume J R. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor[R]. ASME Paper GT2003-38392, 2003.
- [4] Gümmer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 40-48.

- [5] Gallimore S J , Bolger J J , Cumpsty N A , et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading :Part 1 - University research and methods development[R]. ASME Paper GT-2002-30328 , 2002.
- [6] Gallimore S J , Bolger J J , Cumpsty N A , et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading :Part 2 - Low and high speed designs and test verification[R]. ASME Paper GT-2002-30329 , 2002.
- [7] 杨科. 基于 CFD 方法的叶轮机械优化设计理论及实例 [R]. 北京 :中国科学院工程热物理研究所 ,2007.
YANG Ke. Turbomachinery optimization and design based on CFD technology : theory and practice[R]. Beijing :Institute of Engineering Thermophysics ,Chinese Academy of Sciences , 2007. (in Chinese)
- [8] 邵伏永 ,杨金广. 改进的流线曲率通流计算方法及在双涵道压缩系统设计中的应用 [J]. 航空动力学报 , 2008 ,23 (6) :1072-1076.
SHAO Fuyong , YANG Jinguang. Improved streamline curvature throughflow method and its application in a bypass compression system design[J]. Journal of Aerospace Power ,2008 ,23(6) :1072-1076. (in Chinese)
- [9] Reid L , Moore R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1. 19 and 1. 26 , respectively , and with design pressure[R]. NASA- TP-1337 , 1978.
- [10] Reid L , Moore R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1. 19 and 1. 26 , respectively , and with design pressure ratio of 1. 82[R]. NASA- TP-1338 , 1978.
- [11] 李绍斌. 跨音速压气机高负荷弯扭静叶设计及其级的气动性能研究[D]. 哈尔滨 :哈尔滨工业大学 ,2007.
LI Shaobin. Design of highly loaded dihedral stator and investigation on the aerodynamic stage performance in an axial transonic compressor[D]. Harbin : Harbin Institute of Technology , 2007. (in Chinese)