

文章编号: 1000-8055 (2001) 01-0033-05

分流机匣对风扇/压气机性能影响的计算比较

刘波¹, 王强²

- 1 西北工业大学 704 教研室, 陕西 西安 710072;
2 中国航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214000

摘要: 采用流线曲率法、端部势流场分析加附面层修正等数值模拟手段, 就分流机匣对风扇/压气机性能的影响展开研究, 主要针对分流机匣端部中弧线形状、端弧形状, 以及其轴向位置所引起的风扇/压气机特性变化规律进行了分析。研究结果表明: 分流机匣几何参数及其轴向位置对整个风扇/压气机的性能有相当大的影响, 对其几何参数的合理选取可以使风扇/压气机在较大的涵道分流比范围内, 有效控制机匣内外表面附面层流动状况, 在抑制紊流附面层分离, 改善堵塞裕度方面有独特作用。

关键词: 分流机匣; 风扇/压气机性能; 流线曲率法; 数值模拟

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

1 引言

近年来, 有关风扇/压气机性能的数值模拟与实验研究一直得到国内外有关专家的密切关注^[1~3], 尤其是在高推重比涡轮风扇发动机的研制中, 如何采用有效的理论预测手段来获取风扇/压气机性能已成为一个技术难点。随着风扇/压气机不断向大流量、高负荷、高效率的方向发展, 其内部流动结构和几何结构更加复杂, 而分流机匣位于风扇/压气机内、外涵道之间, 其几何参数特别是唇口形状将对风扇/压气机性能产生不可忽略的影响^[2]。为准确预估风扇/压气机性能, 就必须对分流机匣效应进行深入详细的研究。

本文以改进的风扇/压气机性能计算程序为主要手段, 在对分流机匣周围流场进行数值预估的基础上^[4], 对分流机匣所产生的综合影响及其效应展开研究, 把主要研究目标集中在分流机匣的几个形状参数和位置参数对性能的影响上, 这些参数包括: 分流机匣端部中弧线形状、端弧形状, 以及轴向位置。最后将给出一些由数值计算所得到的初步的结论, 并对仍需改进与完善的地方给出一些探讨性的建议。

2 算法说明及算例

以子午流面上的流线曲率法作为风扇/压气机性能预估的流场分析方法, 采用连续奇点分布方案及相应的边界条件处理, 对分流环周围势流场求解方法进行了改进研究, 并将分流环周围的流场效应在子午流面的计算中体现出来, 同时对环壁附面层进行计算修正, 以较准确的考虑因气体的粘性影响而引起的堵塞效应, 同时对所采用的损失模型与落后角模型进行了适当的修正与补充, 改进了在非设计点的基元叶栅性能的预测精度。有关计算方法的详细内容见文献[4~9], 这里不再赘述, 而重点对计算结果进行分析。

算例选自国外某型号涡轮风扇发动机^[4], 其风扇/压气机的结构以及流道的几何形状参见图1, 为单轴结构, 共有两级风扇和六级高压压气机, 在风扇进口及外涵出口分别有进口导叶排和出口导叶排。其主要设计参数如下: 涵道比为1.4, 转速为6186 r/min, 总流量为181.44 kg/s, 总压比为4.0, 风扇压比为1.8, 风扇转子叶尖 $M_{1w} < 1.08$, 压气机转子叶尖 $M_{1w} < 0.8$ 。

下面将以100%转速为准, 对分流机匣所产生的影响进行一些初步的探讨。

收稿日期: 2000-01-25; 修订日期: 2000-05-10

作者简介: 刘波(1960-), 男, 西安西北工业大学航空动力与热力工程系704教研室教授、博士生导师

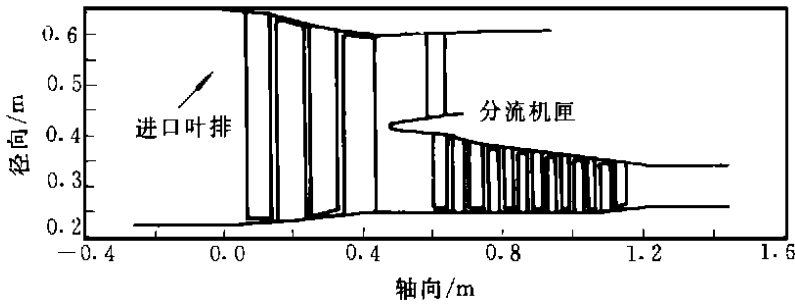


图 1 风扇/压气机的结构以及流道的几何形状示意图

3 分流机匣前部中弧线形状的影响

为了从实际角度来考虑分流机匣端部中弧线形状所产生的定量影响,把分流机匣端部中弧线从标准位置略向上翘,但沿中弧线的厚度分布保持不变。其变化情况和具体形状如图 2 所示。

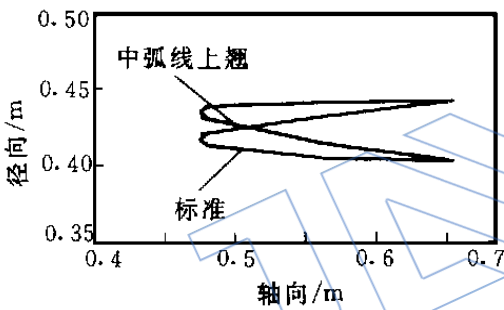


图 2 分流机匣端部中弧线上翘示意图

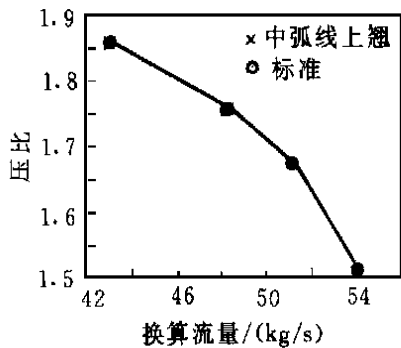


图 3 外涵风扇性能对比图

出于同标准分流机匣对比的目的,我们采用相同的状态点,并把性能计算的结果画图加以对比,如图 3 和图 4 所示:从图中可看出,当分流机匣端部中弧线上翘时(U_{pward}-Titled)时,对外涵风扇(Fan-Stream)的性能影响较小,而对内涵压气机(Engine-Compressor)的性能影响相对外涵而言要大一些。在相对应的状态点上,分

流机匣端部中弧线的上翘使压气机的压比有所提高,而且使压气机部分的特性线变得较为平缓一些。这说明,分流机匣端部中弧线的上翘确使其附近气流的流动结构有所改变。图 5 给出了两种分流机匣在总流量为 182.68 kg/s,涵道分流比为 1.409 时,内涵道入口第一叶排后缘的速度沿径向分布的对比情况,可看出,端部中弧线上翘使得压气机第一叶排后缘的速度沿径向有不同程度的减小。

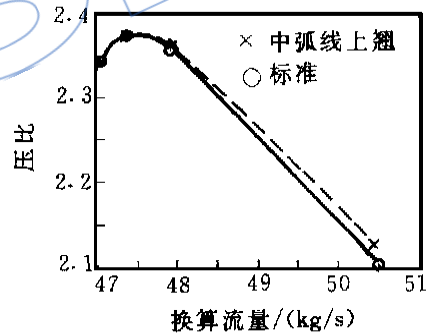


图 4 内涵压气机性能对比图

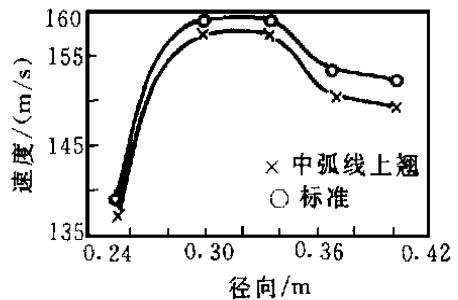


图 5 内涵入口第一叶排后缘速度沿径向分布的对比

分流机匣效应在性能计算中是通过修正处于分流机匣端部的计算站在机匣壁的堵塞值而得以体现的,而堵塞值是针对一定的气流攻角而言的(这里指的是来流与分流机匣端部弦线的夹角,来

流流向偏向外涵时为正, 偏向内涵时为负)。因而应该从两个方面来考虑分流机匣效应: (1) 因分流机匣的形状改变而引起的堵塞分布的改变; (2) 因分流机匣形状的改变而引起的气流攻角的变化。

图 6 给出了分流机匣端部中弧线上翘形状及标准形状下, 内涵入口第一站外壁的堵塞值随气流攻角变化 ($-30^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 之间) 的对比情况。从图中可看出, 上翘形状与标准形状的堵塞值随气流攻角的增大而加大, 同时在大部分攻角范围内, 端部中弧线上翘引起内涵外壁的附面层变厚。

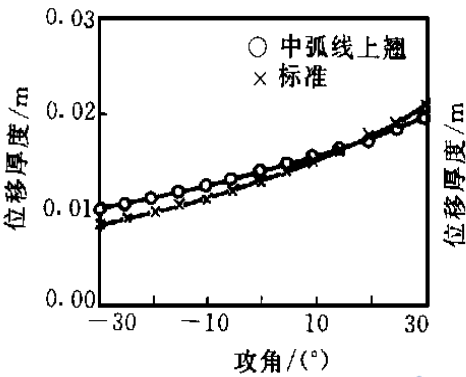


图 6 内涵入口第一站外壁的堵塞值对比

表 1 列出了在给定涵道分流比范围内分流机匣形状改变前后, 其端部气流攻角的变化情况。从表中数据可以看出, 即使分流机匣端部很小的上翘, 也可以使来流攻角产生较大的变化 (平均在 17.39° 左右, 而分流机匣端部中弧线上翘的角度只有 4.76360°)。在所研究的涵道分流比范围内 ($1.233 \sim 1.620$), 上翘使端部的气流攻角从 ($-13.0^{\circ} \sim 12.0^{\circ}$) 变化到 ($4.0^{\circ} \sim 30.0^{\circ}$), 对于外涵道而言, 在大涵道分流比时, 分流机匣端部中弧线的上翘会使攻角很大, 使上表面的附面层变厚。

表 1 给定涵道分流比范围内分流机匣形状改变前后端部气流攻角的变化情况				
状 态	1	2	3	4
总流量/(kg/s)	173.23	182.68	187.42	192.78
分流比	1.233	1.409	1.522	1.620
标准形状攻角/($^{\circ}$)	-12.43	0.54	6.75	11.42
上翘形状攻角/($^{\circ}$)	4.09	18.42	24.11	29.22
攻角变化值/($^{\circ}$)	16.52	17.88	17.36	17.80

表 2 列出了对应状态点的堵塞值。可以看到, 对于相同的状态点, 分流机匣端部中弧线的上翘

使外涵的堵塞值平均加大 12.2% , 但由于其本身的值较小, 而且外涵只有 1 个导叶排, 因而对外涵的性能影响很小。

表 2 分流机匣上表面堵塞值对比情况

状 态	1	2	3	4
总流量/(kg/s)	173.23	182.68	187.42	192.78
分流比	1.233	1.409	1.522	1.620
上翘对应堵塞值	0.120	0.0183	0.0183	0.0178
标准对应堵塞值	0.0109	0.0146	0.0166	0.0153

4 分流机匣端部形状的影响

如表 3 所示, 对应于相同的分流比范围, 采用钝头分流机匣的端部气流攻角在 $[-6.02^{\circ}; 14.31^{\circ}]$ 之间变化, 变化幅度为 20.33° ; 而对于标准形状分流机匣, 这一范围为 $[-12.34^{\circ}; 11.42^{\circ}]$, 变化幅度为 23.85° ; 而攻角在 $[-12.34^{\circ}; 14.31^{\circ}]$ 之间时, 从图 7 及图 8 可以看出,

表 3 分流机匣端部钝头与标准形状气流攻角的变化情况

状 态	1	2	3	4
总流量/(kg/s)	173.23	182.68	187.42	192.78
分流比	1.233	1.409	1.522	1.620
标准形状攻角/($^{\circ}$)	-12.43	0.54	6.75	11.42
上翘形状攻角/($^{\circ}$)	-6.02	5.04	9.54	14.31
攻角变化值/($^{\circ}$)	6.41	4.50	2.79	2.89

无论在内涵还是外涵的对应站, 在分流机匣端部, 钝头形状所造成的壁面堵塞要小于标准形状。由于钝头形状对来流攻角变化的适应性强, 如果涵道分流比继续减小, 使分流机匣端部气流攻角继

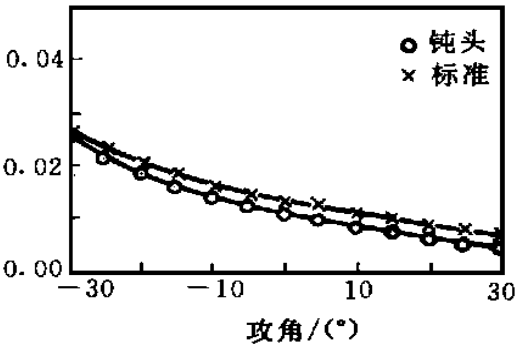


图 7 分流机匣端部内涵外壁堵塞值对比

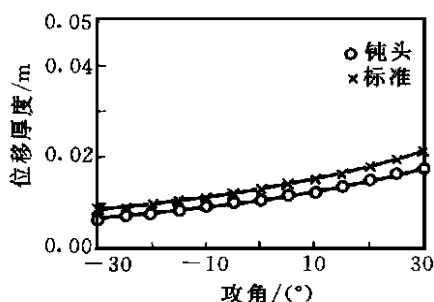


图8 分流机匣端部外涵内壁堵塞值对比

续减小, 但其所造成的壁面堵塞仍小于同样气流攻角下的标准形状分流机匣, 这从另一个侧面说明钝头分流机匣对压气机有明显的性能改善作用。因此, 当风扇出口速度在高亚音速范围内时, 适当地改善分流机匣头部形状, 调整厚度分布, 可以有效地控制其表面的逆压梯度, 从而改善其表面的附面层发展状况, 减小分流机匣对来流攻角的敏感程度, 使之在较大的涵道分流比范围内工作而附面层流动不致于恶化。

5 分流机匣轴向位置的影响

分流机匣的表面在流场中实际也是流线的一部分, 因而分流机匣端部的轴向位置必然会对其周围的流场产生影响, 从而对风扇/压气机的性能产生或大或小的作用。可以想象, 由于从风扇最后一排叶排流出的气流经分流机匣作用后分别流向内外涵, 因而当分流机匣端部的轴向位置前移时, 在端部附近的气流调整必然会更加剧烈, 相反, 当端部的轴向位置后移时, 这一气流调整过程会变得相对缓和。为了定量地分析其产生影响的大小与规律, 本文取 3 个轴向位置进行了研究。

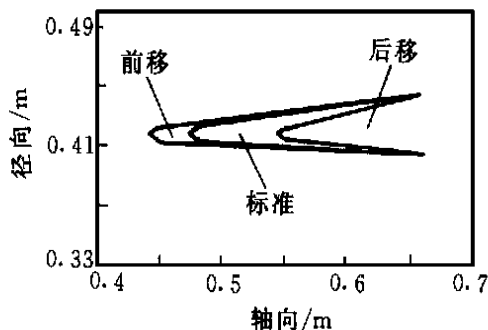


图9 分流机匣轴向位置变化

仍以文献[4] 风扇/压气机为原型机, 3 个轴向位置分别距离风扇最后一排叶排后缘 1.778 cm, 5.08 cm, 12.192 cm (以距分流机匣端弧计算), 其具体形状与位置见图 9。

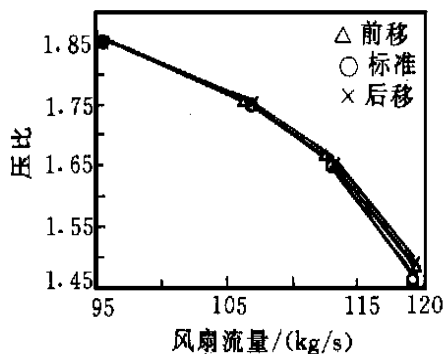


图10 轴向位置的变化对外涵风扇性能影响

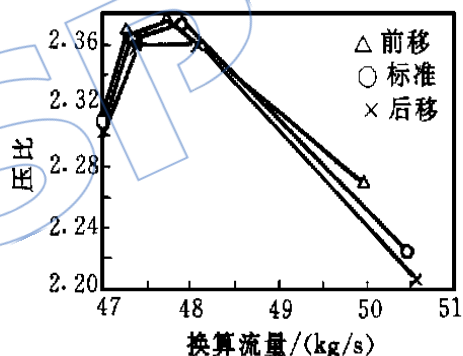


图11 轴向位置的变化对内涵压气机性能影响

由于在 S_2 流面的流线曲率法中很难用计算网格来反映分流机匣的形状特征, 而是通过修正落入其端部的计算站在相应壁面的堵塞值来体现的。本研究在有关分流机匣计算中, 在端弧附近增设附加计算站, 以反映分流机匣的形状特征对流线形状的影响。为防止出现曲率变化过大而导致迭代计算的发散, 在保证收敛的前提下, 尽量将附加站向分流机匣的端弧靠拢, 以最大限度地体现这一位置变动对流线曲率的影响, 从而尽可能地反映出分流机匣位置参数的作用。经多次尝试后, 最终得到图 10 和图 11 所示的性能曲线。从图 10 及图 11 可看出, 轴向位置的变化对外涵风扇的性能影响不大。虽然轴向位置后移及前移分别使风扇在各状态点的压比有所增大与减小, 但这一变化很小; 因而认为风扇的性能对分流机匣端部的轴向位置并不敏感。对内涵道的压气机而言, 前移引起的较明显的变化是随着涵道分流比的增大, 压气机的压比有明显提高, 特性线也变

得较平缓, 对应的换算流量减小。这意味着分流机匣端部轴向位置前移对高涵道分流比时压气机的堵塞趋势有所改善。而对于后移情况而言, 随着涵道分流比的增加, 压气机的特性线变得陡峭, 而且对应于最大涵道分流比状态点的换算流量增大, 但这一变化趋势没有前移时的相反趋势来得明显。

综上所述, 分流机匣轴向位置对风扇性能的影响并不明显, 而对内涵压气机的性能影响相对而言较大。前移使压气机的特性线变得平缓, 后移使用特性线变得陡峭, 但相对而言, 前移的影响较为明显, 这一点有利于缓解高涵道分流比时压气机的堵塞趋势。

6 结论及建议

(1) 本研究所发展的能考虑分流机匣效应的任意分流比下, 风扇/高压压气机气动性能预估程序, 得到的预测结果是令人较为满意的。对涡扇发动机中风扇/高压压气机性能分析不失为一个有效的气动设计辅助工具。

(2) 改变分流机匣端弧及厚度分布, 可以控制其表面附面层的发展, 使风扇/压气机在更大涵道分流比范围内, 在分流机匣表面不发生或推迟分离。

(3) 沿轴向移动分流机匣对压气机性能的影响

较明显, 前移可以改善压气机在高涵道分流比时的堵塞趋势, 而后移则加剧了这一趋势。

(4) 分流机匣端部中弧线上翘有利于风扇/压气机在更大涵道分流比范围内工作。

参考文献

[1] Walter O'Brien, et al. A Three Dimensional Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC) for Steady State Inlet Distortion [R]. ASME-97-GT-124, 1997.

[2] 高效节能发动机文集 [C]. 北京: 航空工业出版社, 1991.

[3] 张长生, 王小莉. 轴流压气机设计点流动损失的预估和分析 [J]. 航空动力学报, 1993, 8 (1): 29- 33.

[4] 刘波, 范非达, 王强等. 分流机匣周围流场计算研究 [R]. 西北工业大学科研报告, 1997.

[5] 周新海. 叶轮机三元气动计算方法 [R]. 西北工业大学讲义, 1981.

[6] 陈矛章. 粘性流体动力学理论及紊流工程计算 [M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986.

[7] 吴望一, 王少华. STOKES 流动中连续奇点分布法的分段抛物线近似 [J]. 力学学报, 1984, 16 (5): 443- 453.

[8] 时爱民, 苏铭德, 刘季埏编. 气体动力学基础 [M]. 北京: 科学出版社, 1988.

[9] Lewis R. I. Vortex Element Methods for Fluid Dynamic Analysis of Engineering Systems [R]. 1991.

(责任编辑 杨再荣)

Computational Research of Splitter Lip Effects on Fan/Compressor Performance

LIU Bo¹, WANG Qiang²

- 1

7th Dept , Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China;
- 2

China Aero-Engine Controlling Research Institute, Wuxi 214000, China

Abstract: A numerical method was applied to a S2, stream-surface stream line curvature approach to calculate the fan/compressor performance. The flow field around the splitter lip was found by calculating the potential flow field along the splitter surface and subsequent turbulent boundary layer analysis. The potential flow field was found by using a singularity method. A fan/compressor component was selected as an example to investigate the splitter lip effects on performance of fan/compressor system. A number of different splitter lip geometric parameters, such as the axial location, shape of splitter lip meanline and nose was considered and their effects on the fan/compressor performance were discussed. A proper selection of geometric parameters will be a great help to controll effectively the boundary layer flow on splitter lip surface. As a result, the boundary layer separation can be delayed and the choking can be improved.

Key words: splitter lip; fan/compressor performance; stream line curvature method; bypass ratio; singularity method