

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0108-05

多级轴流压气机非设计性能的数值预估

刘前智

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 采用 LU-SGS 隐式解法以及叶排间掺混面模型数值模拟压气机三维粘性流动, 研究了多级轴流压气机的设计与非设计状态性能的预估问题。对一台五级高压压气机进行了详细的流场数值计算, 包括了设计转速的 100%, 90% 及 80% 等多个转速及各种工作状态。结果表明, 本文所建立的数值方法与计算机程序对多级轴流压气机各种非设计状态的计算都具有收敛容易和快速的优点, 计算得到的压气机总性能和各分级性能与设计参数进行了对比, 证明该方法和程序的预估结果是比较准确的。根据设计转速下的计算结果, 预估了压气机设计点的喘振裕度。此外, 还对不同状态下叶片进口气流角的变化进行了分析。

关键词: 航空、航天推进系统; 多级压气机; 非设计性能; 三维流动; N-S 方程; 数值计算

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical Prediction of Multi-Stage Axial Flow Compressor off-Design Performances

LIU Qian-zhi

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The paper presents numerical predictions of design and off-design performance for multistage axial compressors. A time-marching, implicit, finite-difference scheme was used to solve three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The shocks in transonic flow field are captured with a high resolution procedure. The turbulent viscosity is calculated using the two-layer Baldwin-Lomax algebraic turbulence model. Detailed computations were carried out for a five stage high-pressure compressor configuration for design and off-design conditions at 100%, 90% and 80% corrected speeds. The mass flow rate convergences were obtained (smaller than 1%) at all these computations. The predicted results of stage and multistage performances at design operating point show a good agreement with the design. The surge margin at design operating point was estimated by the numerical results. The Maximum difference of stator blade inlet flow angles between design and off-design operating points is larger than 15 degrees at design speed.

Key words: aerospace propulsion system; multi-stage compressor; off-design performance; three-dimensional flow; N-S equations; numerical computation

现代高性能航空发动机对压气机设计提出了更高的要求, 不但设计状态的性能需满足要求, 还

应具有宽广的稳定工作范围。因此, 在设计阶段准确地预估多级压气机设计与非设计状态性能就是

收稿日期: 2003- 06- 14; 修订日期: 2003- 09- 13

作者简介: 刘前智(1961-), 男, 安徽巢县人, 西北工业大学动力与能源学院副教授, 硕士, 主要从事叶轮机气动设计与流场数值模拟研究。

一项非常重要的工作,而这项工作还主要是通过试验的方法来进行,从而使得研制周期加长、费用增加。近年来,日臻完善的数值模拟技术,为在设计阶段准确地预估多级压气机设计与非设计状态性能提供了有效的手段。国外从二十世纪八十年代末就开始了多级叶轮机全三维流场计算的研究,比较典型的如 Denton^[1]及 Ni^[2]等人的工作,国内也相继开展了一些研究工作^[3],在相邻叶片排之间采用了掺混平面模型。文献[4]中进行了三级风扇的设计与非设计状态流场计算,而文献[5]对一台双级风扇设计与非设计性能进行了详细地计算,计算结果与实验吻合较好。实践表明,多级高压压气机具有更多的级数,其全三维流场计算的难度更大,尤其是当计算状态偏离设计点较多时,计算往往需要很长时间,或者根本无法得到收敛结果。同时,如何提高非设计状态计算结果的准确性也是亟待解决的问题,只有当所得的计算结果(包括总性能与各级性能)比较准确时,才具有预估多级压气机性能和评价设计优劣的实际应用价值。本文对多级压气机全三维粘性流场数值计算问题进行了研究,叶排间采用掺混面模型,以高分辨率格式^[6]和 LU-SGS 隐式算法^[7]求解 N-S 方程,建立了相应的数值计算分析系统。对一台五级高压压气机设计状态与非设计状态流场进行了详细计算,给出了压气机总性能和各分级的性能,并对结果进行了分析。

1 控制方程与数值解法

将圆柱坐标系 (θ, r, z) 下的三维非定常粘性流动的 N-S 方程转换到一般曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 下,可写为^[8]:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial \zeta} = H$$
$$Q = J^{-1} [r\rho, r\rho u_\theta, r\rho u_r, r\rho u_z, r\rho e]^T \quad (1)$$

上式中: E, F, G 为对流通量; E_v, F_v, G_v 为粘性通量; H 为源项; u_θ, u_r, u_z 分别为 θ, r, z 方向的绝对速度分量; ρ 为密度; e 为内能。紊流模拟采用 Baldwin-Lomax 模型。

方程的求解采用 LU-SGS 隐式解法^[7],可以迅速得到收敛结果。式中的粘性项采用中心差分格式离散,对流项则采用了二阶高分辨率 NND 格式^[6]。计算所用的网格为 H 形网格,每级包括了转子叶排网格和静子叶排网格,两部分网格在

两叶排的轴向间隙内相接,相接处即为叶排间的掺混面。

2 计算结果

利用上述的方法建立了计算机程序,该程序通过文献[5]中的计算验证,表明在双级跨音速风扇的情况下,计算结果是比较准确的。本文在此基础上对程序进行了修改完善,尤其是改善了多级高压压气机的非设计状态总性能及各分级性能预测的准确性,以便准确地评估级间参数的匹配并预测压气机的稳定裕度。对一台高亚音速五级高压压气机的设计与非设计工况流场进行了详细地计算,包括了设计转速的 100%, 90% 和 80% 三个不同转速,每个转速下又包括 6 个工作状态。采用代数法生成 H 型网格,切向和径向的网格点数为 37 与 41,叶片通道内轴向网格点取 50 至 60,轴向网格点总数为 715,计算网格点数为 1084655 个。所有工况计算收敛标准均为流场中各截面质量流量 G 相对于进口流量 G_{in} 的相对误差绝对值小于 0.01,即:

$$|(G - G_{in})/G_{in}| < 0.01$$

图 1 为三个不同转速下的某一状态流量误差的收敛史,在设计转速下,流场偏离设计状态最少,计算收敛的步数不到 1400 步。而在 90% 的换算转速下,计算达到收敛标准的步数接近于 1700 步,但由于该状态为流量最小,已接近失速边界,

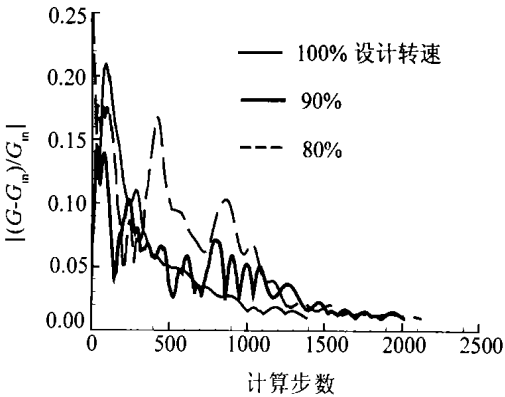


图 1 流量误差收敛史

Fig. 1 Convergence history of mass flow rate

流量误差波动比较大,计算步数超过 1700 以后,流量误差仍可达到 1% 以下。到了 80% 换算转速的情况下,由于计算的流动状态偏离设计点比较多,计算时流量误差要满足收敛标准所需的时间步数大大增加,超过了 2100 步。由于本方法采用了隐式算法,不仅能够快速获得收敛结果,而且在

偏离设计点较多的状态下, 仍然可以使计算较快地收敛。

图 2 给出了计算得到的五级高压压气机总能的结果, 流量和增压比分别是与设计值的比值, 图中同时画出了三个转速下的等转速特性。其中状态①即为设计状态, 其增压比和流量与设计值的比值为 0.968846 及 1.00288(设计时增压比放大约 4%), 对应的效率高于设计值 0.862。在等转速线上, 当流量不断减小时, 效率开始下降, 流量误差不断振荡而难于收敛到 1% 以下(如图 1 中的 90% 换算转速的曲线), 说明流场中出现了较严重的分离, 可以将这个点看成是近失速点。状态②即为设计转速下的近失速工况点, 状态③的流量与相邻点的流量差别很小。如果将状态②近似

算值就更具有实际参考价值。

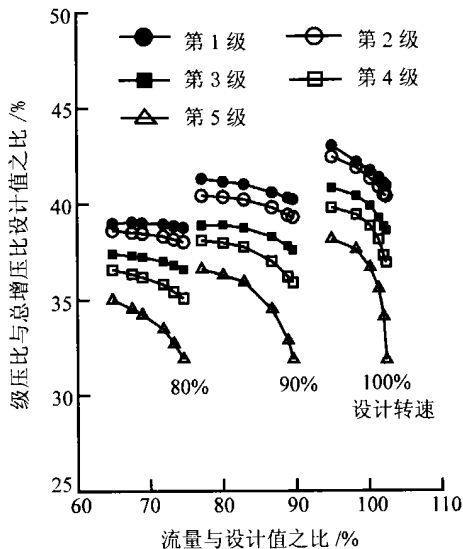


图 3 压气机各级增压比计算结果
Fig. 3 Results of stage total pressure ratio

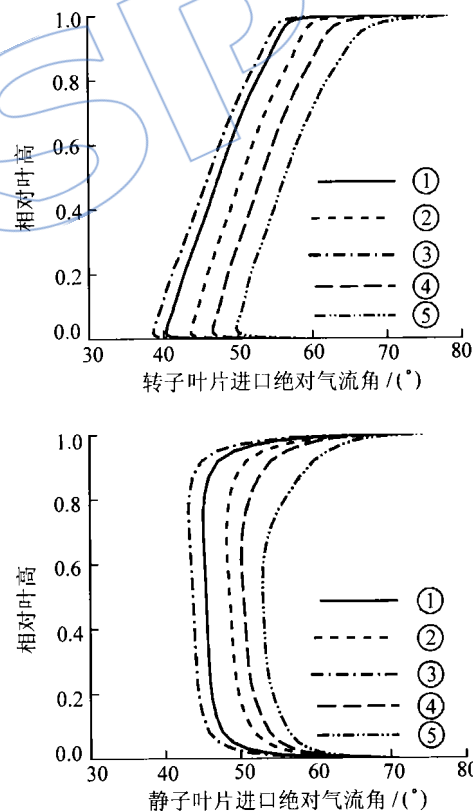


图 4 第 1 级叶片进口气流角沿径向分布
Fig. 4 Blade inlet flow angles of first stage

看作喘振边界点, 则由状态①和②的流量与压比计算得到的喘振裕度为 22.22%, 这也高于设计点 20% 的裕度要求, 该转速下的最高效率值约为 0.9 左右。状态④和⑤分别对应于 90% 与 80% 换算转速下的最高效率点附近, 如果将这两个状态作为相应转速下的工作点, 每一转速下的最小流量点作为喘振边界点, 则可以计算出这两个转速下喘振裕度的近似估算值分别为 12% (90% 换算转速) 和 10% (80% 换算转速)。如 90% 和 80% 换算转速下的工作点已知, 则所得到的喘振裕度估

图 3 表示了三个转速下压气机各级的增压比计算结果, 在设计转速下各级增压比的分配与各级设计值(放大后)的比值分别为 1.00005, 1.0033, 0.99623, 0.99053 和 0.97853, 吻合较好。

在各转速下, 随着流量的变化, 各级增压比的变化是逐级加大的, 只不过随着转速的降低, 这种变化的幅度会逐步减小。

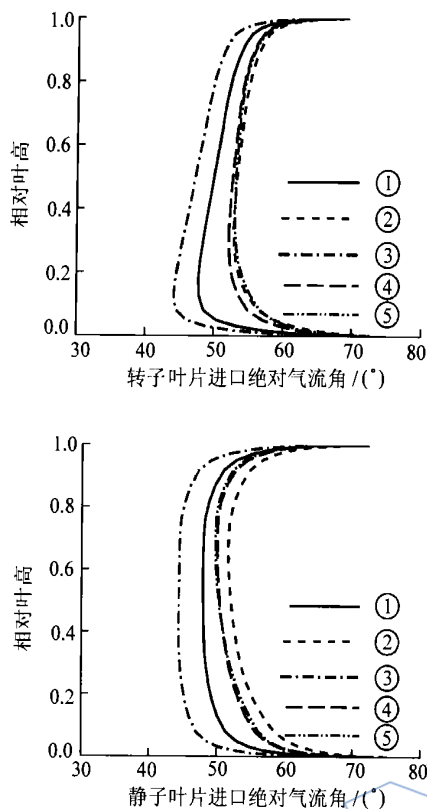


图 5 第 3 级叶片进口气流角沿径向分布

Fig. 5 Blade inlet flow angles of third stage

图 4、图 5 和图 6 分别为第 1 级、第 3 级和第 5 级各叶片排进口气流角的计算结果, 图中的五个状态与图 2 相对应。从中可以看出, 第 1 级(进口级)叶片进口气流角沿径向变化比较均匀, 在叶高的大部分区域的最大变化约为 10° 左右, 而第 3 级(中间级)叶片进口气流角在非设计工况下的变化比第 1 级还小。图 6 中的第 5 级(出口级)各叶片排进口气流角沿径向的变化比其它级都要大, 尤其是静叶进口的气流角变化更大。在等转速线上, 静叶进口气流角随流量的变化较大。如在设计转速下, 状态②与状态③相比, 第 5 级动叶进口气流角变化幅度在 10° 左右, 而静叶的变化则超过了 20° ; 即使与设计点相比, 静叶角度变化也有 15° 之多, 这将对流动产生较大的影响。在流量计算值与实际比较吻合的情况下, 如果得到的各级性能参数也比较合理时, 设计者就可以根据计算结果分析级间参数的匹配情况, 进而找出影响压气机总性能的关键级和主要参数。在一般情况下, 由图 3 至图 6 的结果可以得出结论, 影响设计点

喘振裕度的关键在于压气机后面级(尤其是出口级)的参数选择结果, 而前面级的参数随流量变化相对较小。因此, 在多级压气机的设计过程中, 为了提高设计性能和喘振裕度, 在进行后面级功的分配和参数选择(如攻角等)时应权衡利弊, 尽量减少后面级参数的变化对压气机总性能的影响。

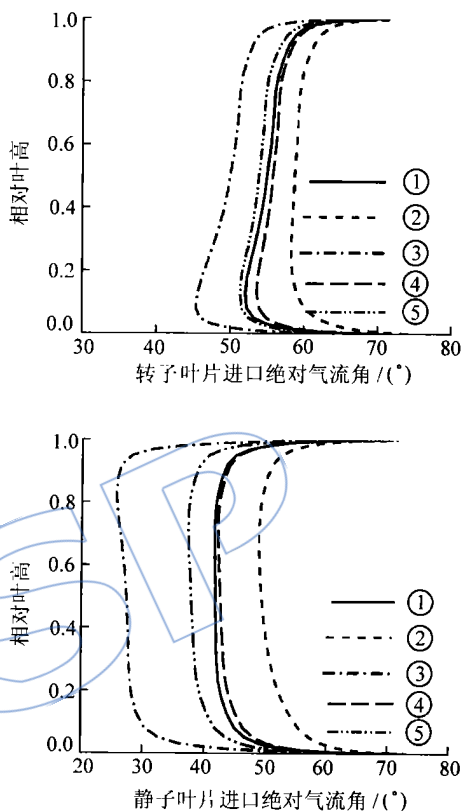


图 6 第 5 级叶片进口气流角沿径向分布

Fig. 6 Blade inlet flow angles of last stage

3 结 论

本文研究了多级轴流压气机全三维粘性流动数值计算方法, 开发了相应的计算机程序, 并对一台五级高压压气机三个不同转速下的设计与非设计工况进行了详细地计算。计算结果表明, 该方法和计算程序在多级压气机非设计状态的宽广范围内都具有较好的收敛性, 且计算结果与设计值比较吻合, 所得到的压气机总性能参数还可以用来估算喘振裕度。对各级非设计状态性能及流场气动参数的分析表明, 后面级(尤其是出口级)的参数选择可能对整台压气机设计点的喘振裕度产生重要的影响。

参考文献:

- [1] Denton J D. The Calculation of Three-Dimensional Viscous

Flow Through Miltistage Turbomachineries[J] . Trans. of ASME, J. of Turbomachinery, 1992, 114: 18- 26.

[2] Ni R, Bogoian J. Prediction of 3-D Multi-Stage Turbine Flw Field Using a Multiple-Grid Euler Solver[R] . AIAA 89-0203, 1989.

[3] 刘前智,周新海. 多级风扇/ 压气机三维粘性流场的数值分析[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(4): 435- 437.

[4] Gogoi A, Rao KVL. Performance Evaluation of Multi Stage Fans Using CFD[R] . AIAA 2003- 3538, 2003.

[5] 刘前智,周新海. 多级风扇三维粘性流场的数值模拟[J] . 航空学报, 2001, 22(6) : 539- 541.

[6] 张涵信. 无波动、无自由参数的耗散差分格式[J] . 空气动力学报, 1988, 6(2) : 143- 165.

[7] Yoon S, Jameson A. Lower-Upper Symmetric-Gause-Seidel Method for the Euler and Navier-Stocks Equations[J] . A-IAA J. , 1988, 26(9) : 1025.

[8] 刘前智 , 周新海. 跨音速压气机级三维紊流场数值模[J] . 航空动力学报, 1999, 11(4) : 369- 372.

