

文章编号:1000-8055(2011)05-1059-07

某涡扇发动机多级高负荷风扇/压气机 气动性能数值模拟

金东海, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对某涡扇发动机高空低雷诺数下的应用需求, 利用 Numeca 三维数值模拟软件对其多级高负荷风扇/压气机进行地面 0 km 及高空 21 km 工况下各转速的气动性能评估和流场分析. 结果表明: 该 4 级风扇的三维数值模拟结果与实验结果吻合良好, 仿真精度能够满足工程精度要求, 从 0 km 升至 21 km, 风扇进口叶弦雷诺数从 10^6 降至 10^5 量级, 风扇流量衰减 2%~3%, 压比略有降低, 效率衰减 3%; 在 9 级压气机的三维数值模拟中, 考虑了级间引气对气动性能的影响, 从 0 km 升至 21 km, 压气机进口叶弦雷诺数同样从 10^6 降至 10^5 量级, 流量和总压比略有降低, 效率衰减随转速降低而增大, 衰减量达 4%~7%.

关 键 词: 数值模拟; 高负荷; 风扇/压气机; 气动性能; 低雷诺数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of highly loaded multi-stage fan/compressor of a turbofan engine

JIN Dong-hai, GUI Xing-min

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: According to high-altitude and low Reynolds number aerodynamic performance requirements of a turbofan engine, the fan/compressor on 0 km and 21 km operating conditions were simulated using three-dimensional (3-D) numerical simulation software Numeca. The results show that: the three-dimensional numerical simulation results of the 4-stage fan are in good agreement with the experimental results, and the precision can meet the engineering requirements; from 0 km to 21 km altitude, the inlet blade chord Reynolds number is reduced from 10^6 to 10^5 , the mass flow rate is reduced by 2%~3%, the total pressure ratio is decreased a bit, and the efficiency is decreased by 3%; in the 3-D numerical simulation of 9-stage compressor, air bleeding is considered; from 0 km to 21 km altitude, the inlet blade chord Reynolds number is also reduced from 10^6 to 10^5 , the mass flow rate and total pressure ratio are decreased a bit, and the attenuation of adiabatic efficiency increases from 4% to 7% with the decrease of speed.

Key words: numerical simulation; highly loaded; fan/compressor;
aerodynamic performance; low Reynolds number

收稿日期: 2010-09-28; **修订日期:** 2011-03-03

基金项目: 国家自然科学基金(51006005, 50736007); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-10-02-013);
“凡舟”青年科研基金(20100401)

作者简介: 金东海(1977—), 男, 辽宁宽甸人, 讲师, 博士, 主要从事风扇/压气机气动优化设计、数值模拟研究.

E-mail: jdh@buaa.edu.cn

航空发动机作为飞机的动力装置,因其研制周期长、费用高等因素长期制约着航空发动机的快速发展.20世纪80年代以来,随着数值计算方法的不断进步和高性能计算设备的快速发展,数值模拟技术在发动机研发领域中得到越来越广泛的应用,可以便捷地分析研究各种形式的燃气涡轮发动机气动热力过程,内部复杂流场和各转速特性,大大节约实验成本,降低研制风险,缩短设计周期,目前已成为现代航空技术的一个重要的发展方向.许多国家制定了各种研究计划,以推进数值仿真研究的发展和应用.如美国开展了推进系统数值仿真(numerical propulsion system simulation,简称 NPSS)研究计划^[1],俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)制定了 CT3 计划^[2].

叶轮机械内部流动具有三维、非定常、有黏性和可压缩的特点,流动结构十分复杂,包含有边界层分离、尾迹、叶尖泄漏和角涡等形式的二次流动,以及激波/边界层干扰等相互作用的流动现象.因此,精确地预测流场和评估其气动性能是一项重要且困难的任务.近几十年来,专业气动数值模拟软件的计算能力大大提高,不仅能够实现对跨声、黏性、多排、非定常复杂流场结构的模拟,而且随着高精度理论模型、空间推进算法等一系列新技术的应用,计算精度和收敛速度也得到了明显改善^[3-11].商用软件一般具有较好的通用性和良好的可靠性,但实际计算精度需要进行细致的校核.本文采用 Numeca 商用软件进行三维数值模拟,该软件是针对旋转叶轮机械而发展数值模拟软件,因其良好的性能,在工程研究领域得到较为广泛的应用^[12-13].该软件控制方程为三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,对流量采用 Jameson 中心差分格式进行空间离散,黏性通量的空间离散采用二阶精度的中心差分格式,时间离散采用显式的 4 阶 Runge-Kutta 法,湍流模型为 Spalart-Allmaras(S-A)一方程模型,使用当地时间步长和多重网格等加速收敛技术.

1 某4级高负荷风扇数值模拟

本文采用数值模拟的方法对某4级风扇的内部流场进行研究,分析高空低雷诺数对风扇中气动性能的影响.风扇三维网格如图1所示.风扇转子采用多块网格结构,静子采用O型网格,叶片展向分布45个网格点,其中转子间隙展向分布9个网格点,四级风扇网格点数共计1280385.S-A湍流模型要求在壁面外第一层网格 y^+ 满足 $1 <$

$y^+ < 10$,在地面0km和高空21km时叶片表面第一层网格 y^+ 分布都要满足湍流模型的要求.

边界条件设定如下:风扇进口轴向进气,进口给定总温、总压、轴向气流角和径向气流角;出口给定轮毂处的静压值,静压的展向分布由简单径向平衡方程确定;壁面采用无滑移绝热边界条件.

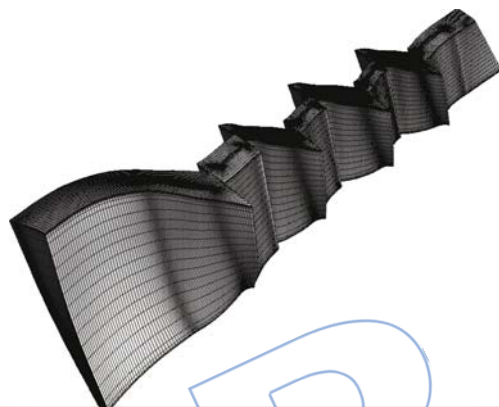


图1 风扇计算网格

Fig.1 Computational mesh of fan

风扇具有地面0km状态下的实验特性曲线,图2和图3分别给出了与数值计算的压比特性和效率特性对比结果.其中流量、压比和效率都为与设计点性能参数的相对量.从图2可见,风扇在60%转速下,Numeca计算所得压比特性曲线与实验特性曲线吻合较好,只是流量裕度偏低;随着转速的提高,数值计算特性曲线与实验特性曲线之间的流量误差加大,且特性曲线变得更为陡峭;转速提高至90%,两者在堵点流量误差达到0.02;转速继续提高之后(97.6%,100%),数值计

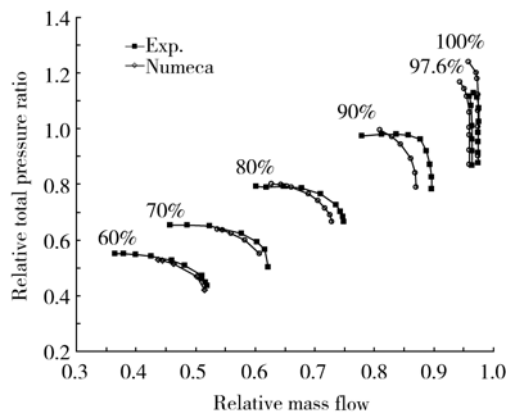


图2 风扇折合流量-总压比特性曲线

Fig.2 Total pressure ratio characteristic line of fan

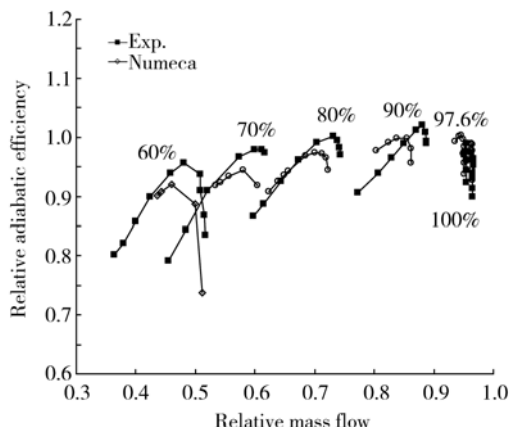


图 3 风扇流量-绝热效率特性曲线

Fig. 3 Adiabatic efficiency characteristic line of fan

算特性曲线与实验特性曲线之间的流量误差逐步减小,特别是大流量状态下的特性曲线吻合较好,但是数值特性曲线的流量裕度比实验结果偏大。从图 3 可见,风扇在 60% 转速下,Numeca 计算所得效率特性曲线比实验效率特性曲线总体偏低,随着转速提高,两者的峰值效率误差逐步减小,至 97.6% 和 100% 转速,数值计算结果峰值效率反比实验结果略高。从 Numeca 数值计算与实验特性曲线对比的总体趋势而言,两者符合较好,进一步验证了该软件较为准确的性能特性计算精度。

图 4 和图 5 为风扇在地面 0 km 和高空 21 km 来流 $Ma=0.7$ 状态下,压比特性和效率特性曲线的对比。为了分析风扇的低雷诺数效应,风扇进口叶弦雷诺数 Re_l 定义为: $Re_l = b_1 W_1 \rho_l / \mu$, 其中 b_1 , W_1 和 ρ_l 分别代表第一级叶片中径处的弦长、

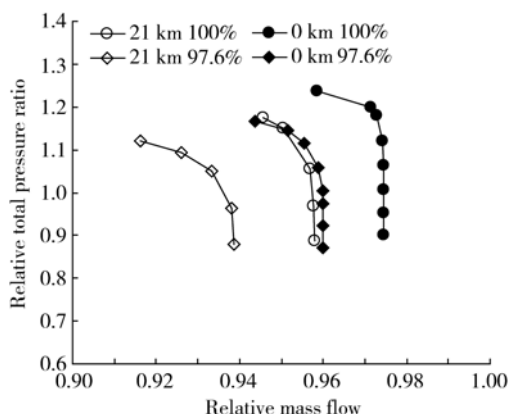


图 4 风扇 0,21 km 流量-总压比特性曲线对比

Fig. 4 Comparison of total pressure characteristic line of fan on 0 km and 21 km operating conditions

气流相对速度和进口平均密度, μ 代表空气动力黏度。风扇在地面进口叶弦雷诺数为 2.4×10^6 , 至高空 21 km 来流 Ma 为 0.7 时进口叶弦雷诺数为 1.9×10^5 , 降低了一个量级。从图 4 可见, 风扇从地面上升至高空 21 km 来流 $Ma=0.7$ 时, 相同转速下, 流量衰减 0.01~0.03, 总压比也有一定降低; 从图 5 可见, 风扇从地面上升至高空 21 km 来流 $Ma=0.7$ 时, 相同转速下, 效率衰减 2%~3%。在 100% 转速下, 风扇峰值效率降低了 2.75%; 在 97.6% 转速下, 高空峰值效率降低了 3.01%, 如表 1 所示。

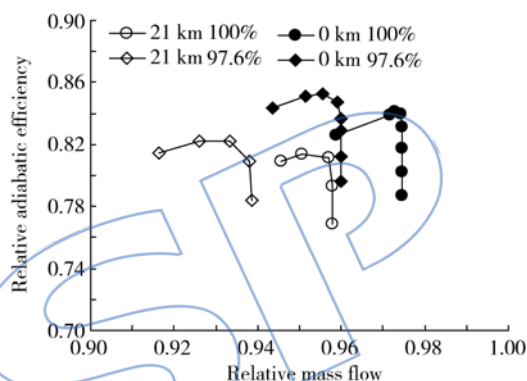


图 5 风扇 0,21 km 流量-绝热效率特性曲线对比

Fig. 5 Comparison of adiabatic efficiency characteristic line of fan on 0 km and 21 km operating conditions

表 1 0 km 与 21 km 峰值效率点性能参数对比

Table 1 Comparison of aerodynamic parameters at peak efficiency point on 0 km and 21 km operating condition

	流量	压比	绝热效率/%
100% 转速偏差	0.013	0.092	2.75
97.6% 转速偏差	0.027	0.2037	3.01

图 6 给出了风扇在 100% 折合转速近失速点叶片表面压力分布对比, 其中 C_p 为压力系数。从图中可见, 风扇在高空 21 km 来流 $Ma=0.7$ 下, 随着雷诺数的降低, 风扇各级叶片的增压能力均有所减弱, 且呈现逐级增大的趋势。各级叶片吸、压力面静压曲线的包络面积基本不变, 低雷诺数条件下的气流损失相对增加, 这进一步说明了表 1 中 100% 转速和 97.6% 转速总压比的降低, 以及绝热效率的明显下降的原因。

在地面 0 km 和高空 21 km 状态下, 三维数值

模拟都是在第四级静子区域内首先引起计算发散,通过内部流场分析发现(如图7所示):在地面0 km状态,风扇近失速点第四级静子叶片从叶根至叶中大概50%展高范围内吸力面存在大范围的分离;在高空21 km状态,风扇近失速点第四级静子叶片吸力面也存在大范围的分离,并且在叶尖吸力面尾缘也出现较大尺度的分离.上述大尺度的分离流动成为导致风扇计算发散的主要原因.

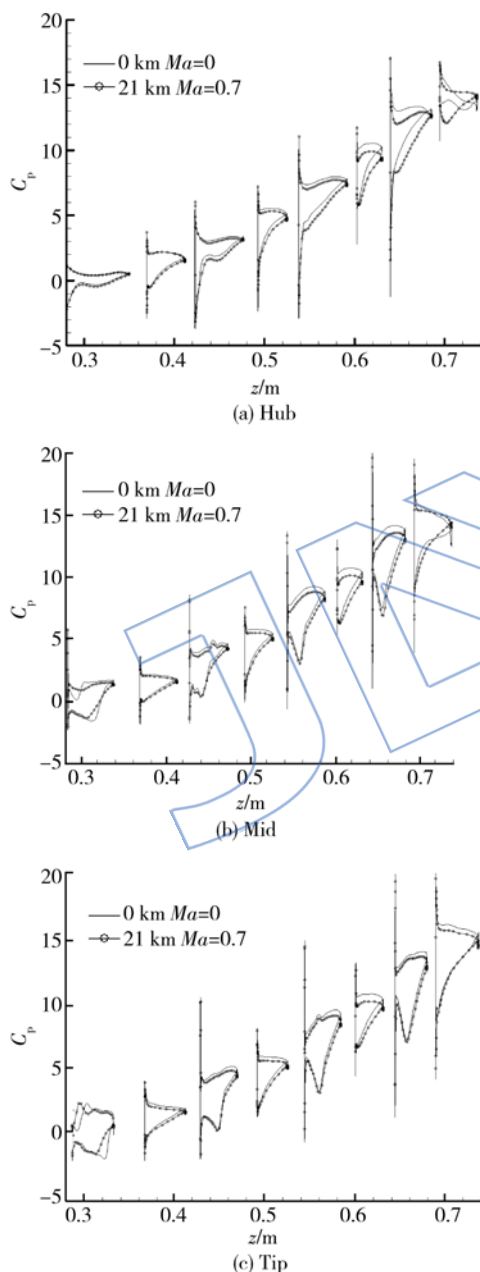


图6 风扇100%折合转速近失速点叶片表面静压分布

Fig. 6 Comparison of static pressure distributions at near stall point

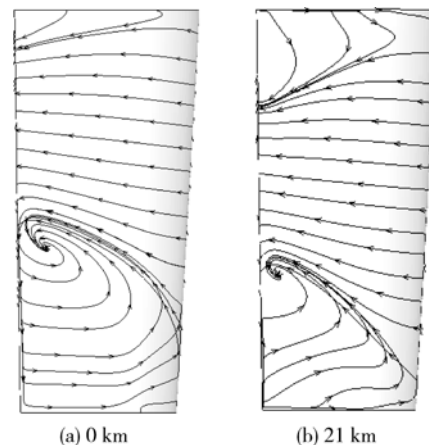


图7 风扇100%折合转速近失速点 S_4 吸力面流线
Fig. 7 Streamtraces of suction surface of S_4 near stall point at 100% rotating speed

2 某9级高负荷压气机数值模拟

某压气机共9级20排叶片,转子和静子网格拓扑结构主要采用O型网格,但其中静子 S_6 和 S_7 因为引气设置的需要,采用H型网格,第9级因为是串列静子,所以采用的是多块结构的网格(图8),其所生成的 S_1 流面网格(图9)能够很好

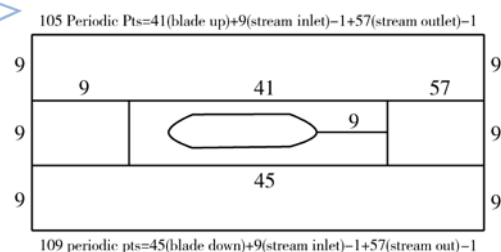


图8 压气机静子 S_6 网格拓扑结构

Fig. 8 Mesh topology of S_6

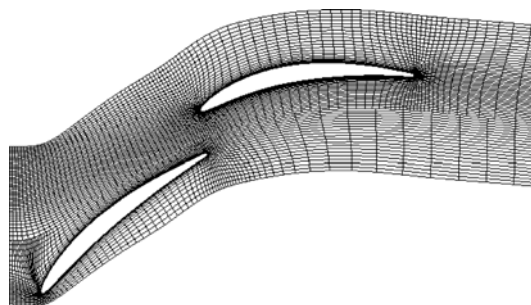


图9 压气机静子 S_9 网格图

Fig. 9 Mesh of S_9

地满足网格正交性等要求。压气机三维计算网格如图 10 所示(无间隙),网格点数共计 1 492 161,并保证在地面 0 km 和高空 21 km 时壁面外第一层网格 y^+ 满足 $1 < y^+ < 10$,达到 S-A 湍流模型要求。



图 10 压气机三维计算网格

Fig. 10 Computational mesh of compressor

边界条件设定如下:由总体性能匹配结果,给定压气机进口总温和总压,并简化确定进口轴向进气;出口给定轮毂处的静压值,静压的展向分布由简单径向平衡方程确定;壁面采用无滑移绝热边界条件。

某压气机在实际工作过程中因为涡轮冷却、封严等需求,在级间某些位置需要一定量的引气。在地面 0 km 和高空 21 km 在压气机的总引气比率都基本保持在 8% 左右(引气比率为引气量与压气机进口流量的比率),而且第 5 级静子轮毂和机匣处引气量较大,分别占 3% 以上。因为压气机级间引气量大,所以在实际数值模拟过程中,就必须要考虑引气对压气机性能和内部流动的影响。在 Numeca 三维数值模拟中,因为引气几何复杂、引气点数量多,所以没有构造实际的三维几何流路进行引气,而是通过在相应的位置设置边界条件,通过引气模型进行引气计算。

压气机在地面进口叶弦雷诺数为 1.8×10^6 ,至高空 21 km 来流 Ma 为 0.7 时进口叶弦雷诺数为 1.2×10^5 ,同样降低了一个量级。表 2 为压气机在 0 km 与 21 km 来流 $Ma=0.7$,100% 折合转速近峰值效率点性能参数的对比。从中可见,在高空状态下,压气机折合流量和总压比略有降低的情况下,绝热效率降低了 4.21%。图 11 和图 12 为压气机在地面 0 km 和高空 21 km 来流 $Ma=0.7$ 状态下,压比特性和效率特性曲线的对比。从

图 11 可见,压气机从地面上升至高空 21 km 来流 $Ma=0.7$ 时,相同转速下,相对流量衰减 0.020~0.055 左右,总压比有明显降低;从图 12 可见,效率随着转速降低,衰减略有增大,总体衰减量在

表 2 压气机 0 km 与 21 km 性能对比

Table 2 Comparison of aerodynamic parameters on 0 km and 21 km operating condition

	流量	压比	绝热效率/%
100% 折合转速偏差	0.021	0.469	4.21

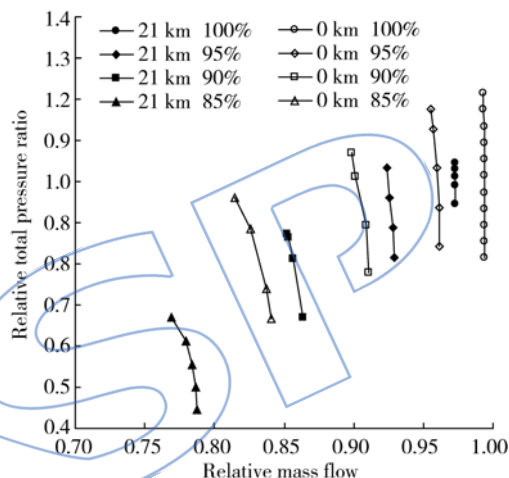


图 11 压气机压比特性

Fig. 11 Total pressure ratio characteristic line of compressor

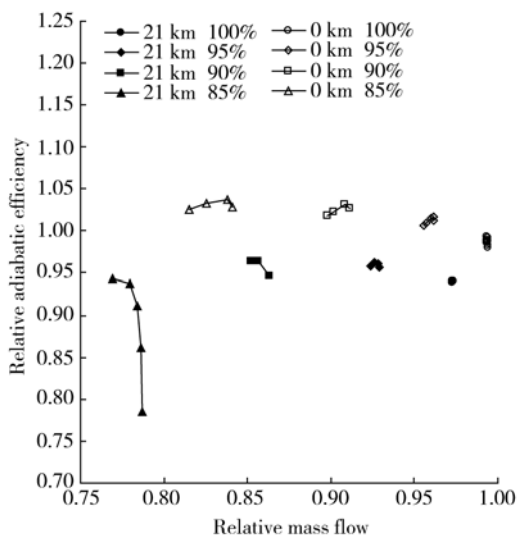


图 12 压气机效率特性

Fig. 12 Adiabatic efficiency characteristic line of compressor

4%~7%左右。

图13为压气机在地面0 km和高空21 km飞行高度100%折合转速近峰值效率点根、中、尖三个截面表面压力分布对比图。从图中可见,在地面

和高空状态下,压气机前三级转子进口都处在较大的负攻角状态。第5级静子根、尖处,以及第7级静子的尖部,因为有气流引出,其表面压力曲线不光滑。

3 结 论

采用Numeca软件对风扇和压气机进行了地面0 km, $Ma=0$ 状态和高空21 km, $Ma=0.7$ 状态的性能特性和流场分析,结论如下:

1) 从风扇数值模拟结果与实验结果的对比可见,Numeca数值模拟的计算结果精度能够满足工程需求,气动性能参数和内部流场分析结果可以作为部件性能特性分析的依据。

2) 从地面0 km上升至高空21 km来流 $Ma=0.7$ 时,4级风扇进口叶弦雷诺数从 10^6 降至 10^5 ,风扇流量衰减2%~3%,压比略有降低,效率衰减2%~3%;9级压气机进口叶弦雷诺数同样从 10^6 降至 10^5 量级,流量和总压比略有降低,效率衰减随转速降低而增大,衰减量在4%~7%左右。

3) 对于该高负荷风扇/压气机而言,从地面0 km上升至高空21 km来流 $Ma=0.7$ 时,进口叶弦雷诺数都下降超过一个量级,流量有一定降低,而风扇降幅较大,总压比略有减小,绝热效率衰减明显,且都随转速降低而增大。

参考文献:

- [1] 金捷. 美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(1): 57-62.
JIN Jie. A summary of numerical propulsion simulation system (NPSS) by NASA [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 57-62. (in Chinese)
- [2] 李存杰. 涡喷(涡扇)发动机的数值模拟和数值试验技术[J]. 飞航导弹, 1995, 11(1): 56-60.
LI Cunjie. Numerical simulation and numerical test technology of turbojet/turbofan engine [J]. Winged Missiles Journal, 1995, 11(1): 56-60. (in Chinese)
- [3] Denton J D. The calculation of fully three dimensional flow through any type of turbomachine blade row[R]. AGARD LS 140, 1985.
- [4] Chima R V, Yokota J W. Numerical analysis of three-dimensional viscous internal flows[R]. NASA TM-100878, 1988.
- [5] Hah C. Numerical study of three-dimensional flow and heat transfer near the endwall of a turbine blade row[R]. AIAA-89-1689, 1989.
- [6] Hah C, Loellbach J. Development of hub corner stall and its influence on the performance of axial compressor blade rows[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121

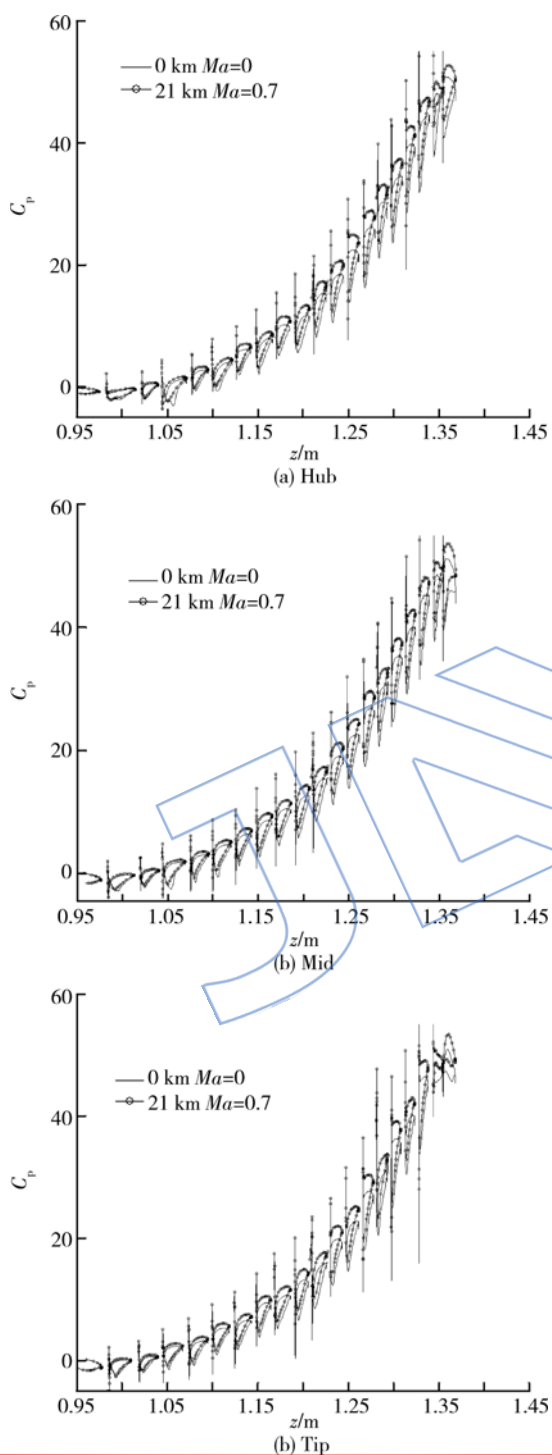


图13 压气机100%折合转速近峰值效率点叶片表面静压分布

Fig. 13 Comparison of static pressure distributions at near peak efficiency point

- (1):67-77.
- [7] Dawes W N. The simulation of three-dimensional viscous flow in turbomachinery geometries using a solution-adaptive unstructure mesh methodology[R]. ASME 91-GT-124,1991.
- [8] Roberto B,Emesto B. Shock/boundary-layer/tip-clearance interaction in a transonic rotor blade[J]. Journal of Propulsion and Power,2009,25(3):668-677.
- [9] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨声压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京:北京航空航天大学,2002.
NING Fangfei. Numerical investigations of flows in transonic compressors with real geometrical complexities[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2002. (in Chinese)
- [10] 李润江. 单转子叶尖间隙多块网格的跨声压气机数值模拟及设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2004.
LI Minjiang. Numerical investigations and design of transonic compressor with tip clearance flow using multi-block mesh[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2004. (in Chinese)
- [11] 尹松. 提高多排轴流压气机非设计工况稳态数值模拟精度的探索[D]. 北京,北京航空航天大学,2010.
YIN Song. Investigation on higher precision in steady-state numerical simulation of multi-stage axial compressors under off-design conditions[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010. (in Chinese)
- [12] 桂幸民,李晓娟. 基于低雷诺数条件的风扇/增压级气动设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(3):18-22.
GUI Xingmin, LI Xiaojuan. Aerodynamic design of fan/compressor operated at low Reynolds number[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2007,20(3):18-22. (in Chinese)
- [13] 金东海. 某发动机风扇/压气机/整机性能特性数值仿真研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2009.
JIN Donghai. Numerical investigation of aerodynamic performance of a fan/compressor/engine[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009. (in Chinese)