

风扇 增压级设计与非设计性能数值模拟*

李晓娟, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了研究双涵道风扇 增压级的设计与非设计状态性能, 利用三维数值模拟软件对某型双涵道风扇 增压级 80% 设计转速、88% 设计转速、96% 设计转速、100% 设计转速下的各种工作状态进行了数值模拟。重点分析了典型工况下风扇 增压级出口特性参数分布与非设计转速下内涵特性。同时通过和实验结果的比较表明, 对风扇 / 增压级设计状态性能的模拟较非设计状态性能的模拟更为准确。

关键词: 涡轮风扇发动机; 风扇 增压级⁺; 非设计性能⁺; 数值仿真

中图分类号: V235.133 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 06-0522-04

Numerical simulation of fan/compressor design and off-design performance

LIXiao-juan, GUIXingmin

(Coll. of Energy and Power Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract A three dimensional numerical simulation software named NUMECA (Numerical Mechanics Application) was used to calculate different operating points at 80%, 88%, 96% and 100% design speed to study design and off-design performance of fan/compressor. The characteristic parameter distribution at outlet under typical operating condition and off-design performance of core duct were analyzed. Compared with the results obtained from experimental data, the numerical simulation of fan/compressor design performance at design operating point show better agreement with the experiment than off-design operating point.

Key words Turbofan engine; Fan/compressor⁺; Off-design performance⁺; Numerical simulation

1 引 言

涡轮风扇发动机以其低耗油率和高循环热效率而被广泛地应用于军事和民用航空领域^[1-2]。风扇 / 增压级作为涡轮风扇压气机的主要核心部件, 其不同工作状态的性能将直接对整台发动机的工作产生重要影响^[3]。近年来, 随着现代高性能航空发动机的发展, 不但对风扇 增压级的设计状态性能提出了更高的要求, 还要求其有宽广的稳定工作范围, 尤其是在设计阶段准确地预估多级风扇 增压级设计与非设计状态性能更是一项非常重要的工作, 同时, 数值模拟技术为设计阶段准确地预估工作提供了有效手段, 使这方面的研究获得了长足的进步^[4-6]。

本文使用 NUMECA 三维数值模拟软件对某风扇 增压级全三维定常粘性流场数值模拟计算问题进

行了研究, 特别是对风扇 增压级的设计状态与非设计状态流场进行了详细的计算, 给出了风扇 增压级内、外涵性能和增压级各级的性能, 并分别和已有的试验结果进行了比较分析。

2 计算结果与讨论

由于风扇 增压级具有多排叶片, 采用多块网格法构成整个流场的网格, 全部网格均由 IGG/Autogrid 网格生成器生成, 其中风扇、内涵增压级叶片采用 HOH 网格, 外涵导叶采用 H 型网格, 并且, 在风扇后, 内、外涵进口前增加一个包含分流环的网格块。图 1 所示为计算网格示意图。计算采用多块网格法生成网格, 选用 Spalart-Allmaras 方程湍流模型求解 Navier-Stokes 方程, 工质假定为理想气体, 具体的计算过程为: (1) 内涵特性: 将外涵背压固定在最高效

* 收稿日期: 2004-11-18 修订日期: 2005-05-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50136010)。

作者简介: 李晓娟 (1980—), 女, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。Email: kj028@sohu.com

率线附近, 改变内涵背压进行计算, 得到内涵特性曲线。(2) 外涵特性: 将内涵背压固定在最高效率线附近, 改变外涵背压进行计算, 得到外涵特性曲线。

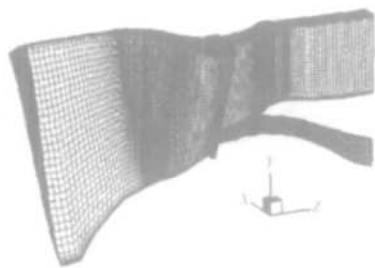


Fig 1 3D View of calculation grid

计算和实验得到的参数用其堵点对应参数进行了无量纲化。

2.1 设计转速性能的数值模拟

图 2 给出了计算得到的风扇/增压级 100% 设计转速下的总性能的结果, 图中同时标出了内、外涵近设计工况点与近失速工况点。

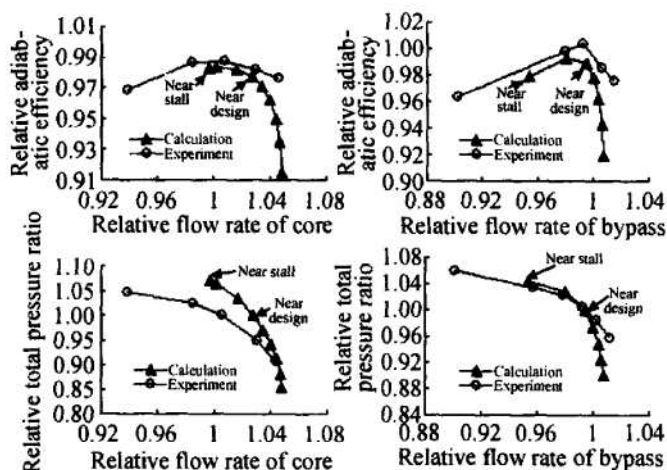


Fig 2 Comparison of fan/compressor performance at design speed between calculation and experiment

近设计状态点的内涵流量、总压比、绝热效率与设计值的比值为 1.0275 1.0 0.9774 而外涵流量、总压比、绝热效率与设计值的比值为 0.994949 1.000016 0.988639, 由此可见数值模拟得到的内涵流量稍大, 而外涵流量稍小, 这使得风扇/增压级的涵道比为 3.28 较设计值的 3.45 偏小。由近设计工况点与近失速工况点流量与压比计算得到的内涵喘振裕度为 10.28%, 外涵喘振裕度为 8.78%, 与实验得到的内涵喘振裕度 12.08% 以及外涵喘振裕度 16.39% 有一定的差距, 但是无论是数值模拟还是实验结果都低于设计过程中喘振裕度大于 15% 的要求。

图 3 为近设计点风扇外涵出口总压比、总温比和效率沿相对叶高分布的数值结果与实验的对比。图线表明, 相对实验结果计算得到的变化曲线更顺滑一些。但是, 总体来说, 总温比曲线计算值比实验值较高, 使得计算效率较实验偏低。

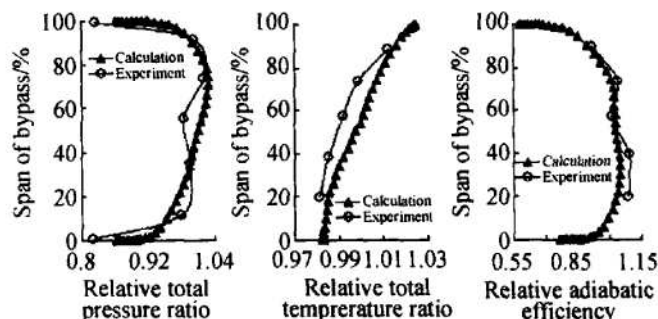


Fig 3 Performance parameter distribution from hub to tip of bypass near design

图 4 图 5 给出了风扇/增压级内、外涵出口的总压比、总温比和绝热效率在近设计工况点和近失速工况点沿相对叶高的分布。由图中可以看出, 当固定外涵背压, 升高内涵背压时, 内涵出口总压比、总温比沿不同叶高都有相当程度地升高, 使得近设计工况点和近失速工况点内涵出口绝热效率沿叶高的分布趋势比较接近, 而固定内涵背压, 升高外涵背压时, 外涵出口总压比、总温比只在叶片上半部分有较大幅度的升高, 在叶根部分由于总温比的增加较总压比的增加程度稍强, 使得近设计点外涵出口绝热效率分布在叶根部分比近失速点要高一些。

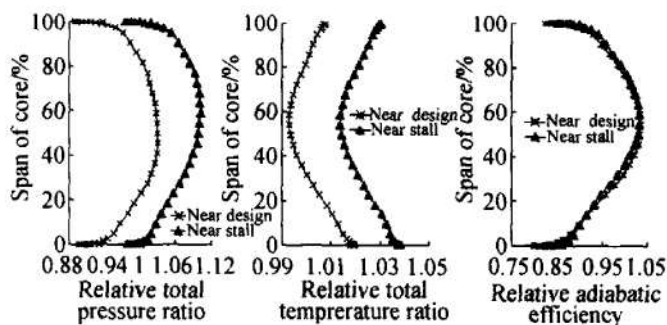


Fig 4 Performance parameter distribution from hub to tip of core

2.2 非设计转速数值模拟

风扇/增压级运转过程中是不可能完全在设计条件下工作的, 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是一项非常重要的工作^[7]。本节根据已有实验件的实验结果, 对该风扇/

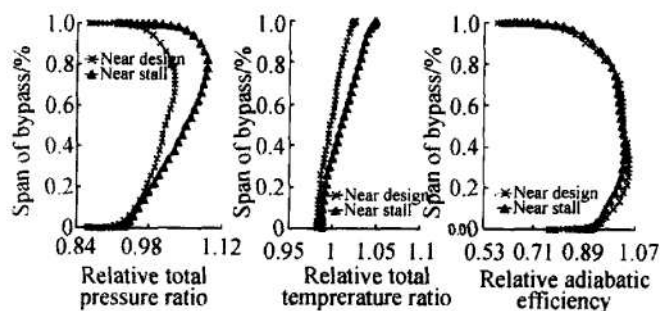


Fig 5 Performance parameter distribution from hub to tip of bypass

增压级的非设计工况流场也进行了全工况流动特性数值模拟,数值结果包括了设计转速、96%设计转速、88%设计转速、80%设计转速4个不同的转速,每个转速下又包括内、外涵不同的7~10个工作状态点。计算过程中,都使用了同一网格结构,在非设计转速工况计算初期,先用较粗的网格结构计算,找到内、外涵同时处在近最高效率点附近的工况点,再分别固定内涵(或外涵)背压,改变外涵(或内涵)背压进行计算,进而得到外涵(或内涵)的特性曲线。图6图7给出了设计转速、96%设计转速、88%设计转速、80%设计转速4个不同转速数值模拟得到的特性曲线与实验特性曲线的对比。

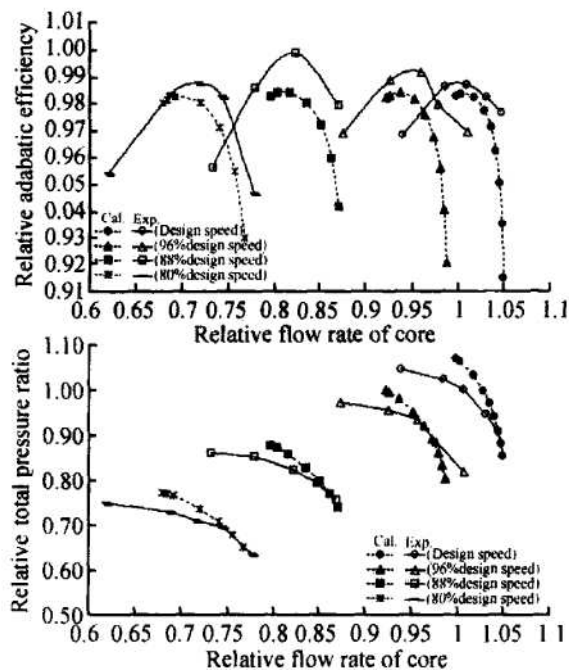


Fig 6 Performance of core at different speed

由图6图7可以看到,无论是在设计转速还是在非设计转速下,计算得到的内涵最高效率点都较实验的最高效率点低1%~2%,并且,随着转速的降

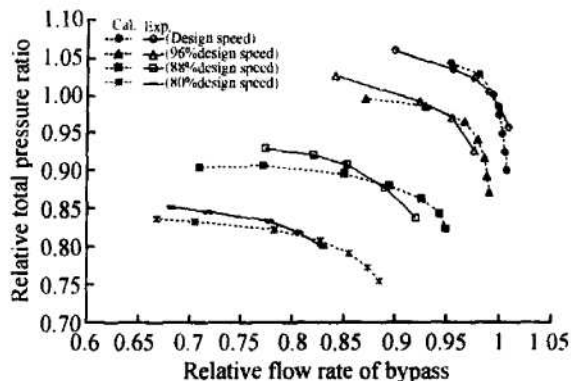
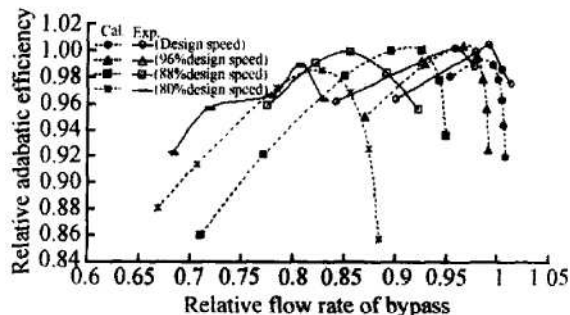


Fig 7 Performance of bypass at different speed

低,风扇/增压级内外涵的流量均有下降,特性曲线的流量裕度增加,内涵的最高效率值有所升高,而内涵压力特性线则比实验特性线陡峭,数值模拟的流量裕度比实验值要小。外涵效率特性线中除设计转速的最高效率点比实验结果偏低外,其他非设计转速下数值模拟的最高效率点与实验值持平,但流量比实验值稍大,并且转速越低,这种偏差越明显。

图8所示为设计转速、96%设计转速、88%设计转速、80%设计转速下风扇内涵部分和内涵各级增压比的计算结果,在设计转速下,风扇内涵部分增压比分配最多,随着转速的降低,风扇的增压比分配也逐渐降低,但其增压比依然大于内涵各级增压比。在各转速下,随着流量的变化,各级增压比的变化是逐级增大的,只不过随着转速的降低,这种变化的幅度会逐步减小。

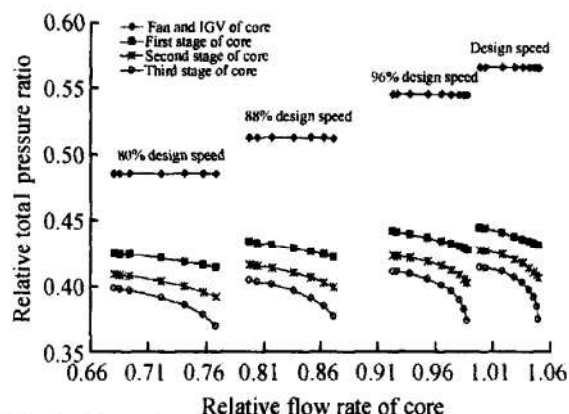


Fig 8 Relative total pressure of core stages at different speed

3 结 论

研究表明:在设计转速下,相对于近失速点而言,对近设计工况点的数值模拟结果更为准确。而在非设计转速下,数值模拟结果与实验(特别是外涵)存在一定的偏差,并且,随着转速的降低这种偏差也随之增加,同时,风扇/增压级内、外涵的流量下降,内涵中各级增压比随流量变化逐级增大的幅度也随之减小。

参考文献:

- [1] 刘大响, 陈 光. 航空发动机 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003
- [2] 郑 涛. 弹用涡喷、涡扇发动机发展概况 [J]. 推进技术, 1995, 16(1). (ZHENG Tao An introduction to devel-

opment of turbojet and turbofan engines for missiles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1995, 16(1).)

- [3] Walter Obrien A three dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady state inlet distribution [R]. *ASME 2972-GT-2124*, 1997.
- [4] 彭泽琰, 刘 刚. 航空燃气轮机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000
- [5] Denton J D. The calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachinery [J]. *Trans of ASME, J. of Turbomachinery*, 1992, 114: 16~18
- [6] Gogoi A, Rao KLV. Performance evaluation of multi stage fans using CFD [R]. *AIAA 2003-3538*
- [7] 刘前智. 多级轴流压气机非设计性能的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 108~112

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 507 页)

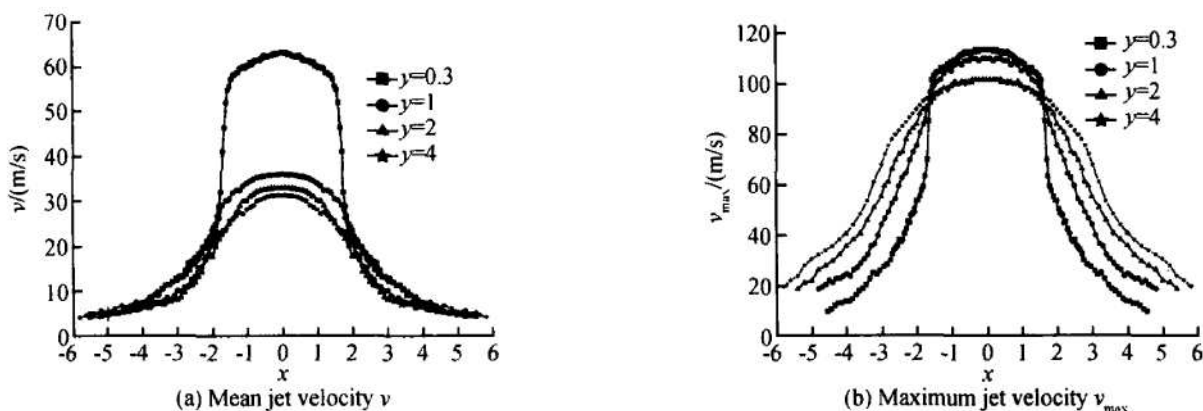


Fig 9 Transverse profile of jet velocity at different axial distance y

4 结 论

利用热线风速仪测量结果表明,本课题组在多个实验研究中所采用的合成射流激励器能够产生很高的射流速度:平均速度与最大速度分别达到 42.5 m/s 和 117 m/s 。合成射流速度强烈依赖于激励频率,在有导流锥时,测得 3 个共振频率分别为 750 Hz 、 1600 Hz 和 2700 Hz 。不同的几何结构存在不同的共振频率,利用阻抗随频率的函数关系,可以方便的判断不同几何结构的共振频率:阻抗极大值对应着射流速度的极大值。功率较小时,射流速度对功率很敏感;大功率时,射流速度随功率变化不大。

参考文献:

- [1] Schaeffler N W, Hepner T E, Jones G S, et al. Overview of active flow control actuator development at nasa langley

research center [R]. *AIAA 2002-3159*

- [2] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets [J]. *ASME J. Turbomach*, 2003, 125(4): 765~777.
- [3] Amitay M, Smith B L, Glezer A. Aerodynamic flow control using synthetic jet technology [R]. *AIAA 98-0208*
- [4] Kral L D, Donovan J F, Cain A B, et al. Numerical simulation of synthetic jet actuators [R]. *AIAA 97-1824*
- [5] 侯安平, 姜正礼, 凌代军, 等. 亚音压气机平面叶栅内流动的声激励试验研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(1).
- [6] Qiu Y X, Ge J D, Lu Y J, et al. Research on sound-vortex resonance in enhancing performance of an annular cascade [R]. *ASME GT 2003-38022*
- [7] Zheng X Q, Zhou X B, Zhou S. Investigation on a type of flow control to weaken unsteady separated flows by unsteady excitation in axial flow compressors [R]. *ASME GT 2004-53167*

(编辑: 朱立影)