

文章编号: 1000-8055(2007)07-1087-06

# 某风扇/增压级非设计点性能计算及 进气畸变影响分析

赵 勇, 胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 在原流线曲率法程序的基础上, 增加了适用于高速风扇/压气机的双激波损失模型, 真实地反映了高速风扇/压气机的实际工作状况, 提高了预测高速风扇/压气机非设计点性能的准确性, 完善了分析进气畸变对风扇/压气机性能及稳定性影响的准三维计算模型。针对一台外涵转子叶尖马赫数大于 1.4 的大涵道比风扇/增压级, 计算分析了其非设计点性能以及进气畸变的影响。计算结果与试验结果吻合较好, 精度可靠, 可应用于工程实际。

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 风扇/增压级; 流线曲率法; 进气畸变; 激盘  
**中图分类号:** V231.3 **文献标识码:** A

## Analysis of the influence of inlet flow distortion on the off-design performance of fan/booster

ZHAO Yong, HU Jun

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of  
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A dual-shock loss model suitable for high-speed fan/compressor is incorporated into the streamline curvature method to estimate the actual operating condition of high-speed fan/compressor. Moreover, it helps to improve the accuracy of predicting the fan/compressor off-design performance, and further develop the quasi-3D model used to analyze the influence of the inlet flow distortion on the performance and stability of fan/compressor. For a high bypass ratio fan/booster with the Mach number larger than 1.4, the off-design performance and influence of inlet flow distortion is calculated and analyzed. The accurate calculated results, identical to the experimental results, are suitable for engineering applications.

**Key words:** aerospace propulsion system; fan/booster; streamline curvature methods; inlet flow distortion; actuator disk

大涵道比涡轮风扇发动机具有耗油率低、污染小、推力大等优势, 已成为当今民用飞机的首选动力。而风扇/增压级是大涵道比涡轮风扇发动机的关键部件, 如何准确预测大涵道比风扇/增压级非设计点性能以及进气畸变的影响是航空动力面

临的重要问题之一。

压气机非设计点性能的计算方法有: 统计法、级迭加法和基元叶栅法等<sup>[1]</sup>。CFD 数值模拟技术由于受硬件条件、计算技术和湍流模型等条件制约, 决定了其目前只能作为一种分析手段<sup>[2]</sup>。目前

收稿日期: 2006-06-12; 修订日期: 2006-11-21

基金项目: 国防科研计划资助项目

作者简介: 赵 勇(1972-), 男, 辽宁沈阳人, 博士生, 主要从事叶轮机气动力学研究。

工程上还是采用基于二维或准三维理论与经验数据相结合的方法来预测压气机非设计点性能. 基于基元叶栅特性的流线曲率法<sup>[3-4]</sup>也是其中一种重要的手段.

压气机的气动设计通常是在均匀进气条件下进行的,但在实际应用中,进气畸变是不可避免的. 进气畸变改变了压气机的设计工况,破坏了气流的轴对称性,易引起气流分离,对压气机的性能和稳定性有重大影响. 为有效评定畸变对压气机性能及稳定性影响的规律,国内外开展了大量的试验研究<sup>[5-7]</sup>. 但试验研究费用高,耗时长,并通常只能在压气机设计加工完才能进行. 因此,发展并不断完善预测进气畸变条件下压气机性能和稳定性的数学模型就显得尤为重要.

## 1 对文献[4]方法的完善

文献[4]是基于 NASA SP-36 理论,将整台压气机的性能看作为处于不同半径位置的一系列基元叶栅性能沿叶高的迭加. 该文对气流流经基元叶栅的激波损失采用了 Miller 正激波模型<sup>[8]</sup>来预测. 上世纪 90 年代以来,大量的试验和数值模拟表明,先进高速风扇/压气机内激波波系为前缘通道斜激波加通道正激波的双激波结构. 对于这一类风扇/压气机,Miller 正激波模型难以反映其实际工况,预测的激波损失偏大,而风扇/压气机的效率偏低. 对此,Bloch 等提出了一个高速叶栅激波损失模型,并研究来流条件和叶栅背压对激波结构和损失的影响<sup>[9-10]</sup>,Boyer 等将 Bloch 等的模型引入了流线曲率法计算程序中<sup>[11]</sup>.

本文在文献[4]工作的基础上,在  $Ma < 1.2$

的工作范围内保留原 Miller 正激波模型,当  $Ma \geq 1.2$  时增加了适用于高速风扇/压气机的双激波模型. 该模型考虑了来流马赫数和攻角变化,能够较真实地反映高速风扇/压气机的实际工作状态,扩展原方法预测高速风扇/压气机非设计点性能的能力. 非设计点性能计算方法和模型请详见文献[4],双激波模型的理论方法和计算公式详见文献[12]. 本文将以一台外涵转子叶尖马赫数达到 1.4 的大涵道比风扇/增压级为算例,来计算分析其非设计点性能.

## 2 均匀进气条件下风扇/增压级性能

如图 1(a)所示,该大涵道比风扇/增压级是由风扇转子、外涵静子和四级增压级组成. 计算时将风扇转子沿叶高分为内涵和外涵两部分,内外涵气流分别在各自涵道内被压缩. 在涵道比变化不大的情况下,可将内外涵看成两个在某种程度上互不相关的压气机,外涵为一个单级压气机,而内涵为一个五级压气机. 图 1(b)为近设计点附近计算收敛后,风扇/增压级子午面流线和计算站分布情况.

图 2(a),(b)为 60%至 102.9%转速下内外涵性能与试验的对比(注:图 2(a)中除 95.8%和 100%转速外,其余转速均未试到喘点). 从图中可看出,内外涵各转速线的计算值与试验基本一致,内涵失速边界与试验吻合,只是外涵低转速效率和内涵高转速效率偏离试验值约 2%. 此外,内外涵高转速堵点流量也偏离试验值,这是在计算中未考虑涵道比变化的影响,而中低转速涵道比变化很小,试验和计算流量基本吻合.

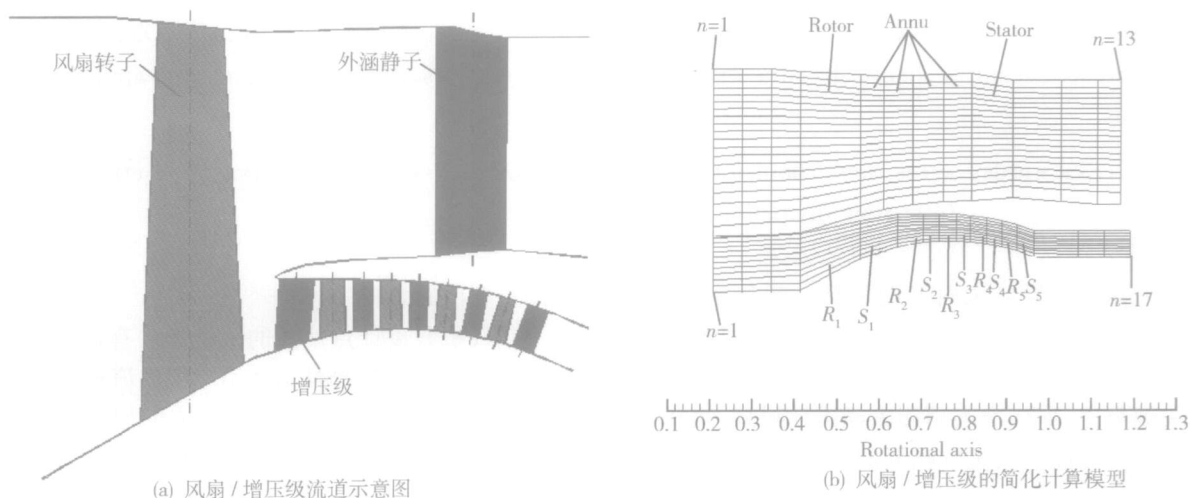


图1 某风扇/增压级试验件子午面计算站点分布示意图

Fig. 1 Meridian plane of fan/booster

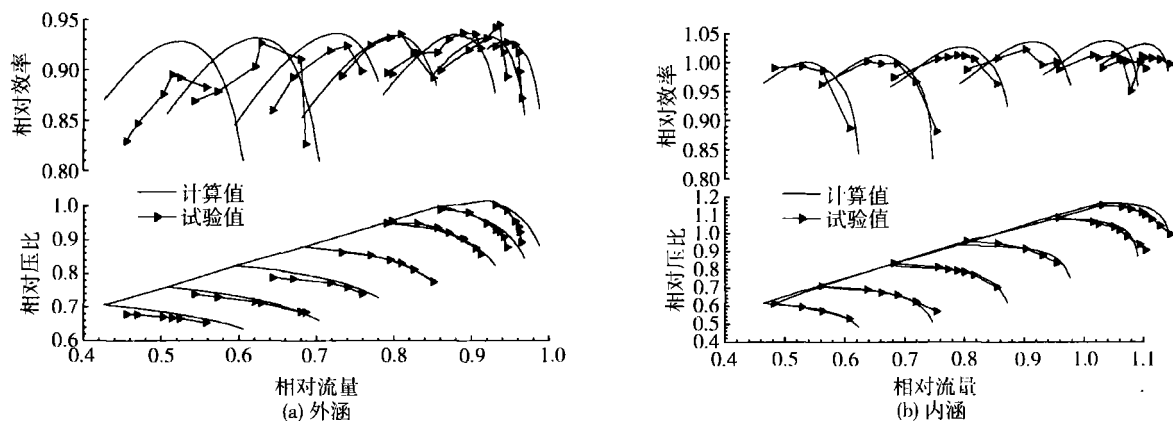


图 2 风扇/增压级性能与试验比较

Fig. 2 Overall Performance of fan/booster

图 3 为该风扇/增压级外涵近设计点处气动参数的径向分布与设计和试验的对比. 首先, 无论从总压比还是转子压比来看, 三者的差别很小. 除试验的端壁区外, 三者的压比分布也基本相同. 其次, 从温升比来看, 虽三者分布趋势近似, 但试验值明显低于设计和计算值. 这主要是由于近设计点的试验效率高(如图 2(a)所示). 而单从设计值和计算值的比较来看, 无论从数值还是分布, 两者几乎完全一致. 从温升比或转子效率的图中, 可注意到计算值在约 50% 叶高有一个间断. 这是由于目前选用的双激波模型启动条件就是门槛值判断, 是一个间断性的条件. 即 50% 叶高处上下的激波损失模型不同, 而导致了计算结果的间断性. 这需要今后在激波模型过渡方面做进一步的改善.

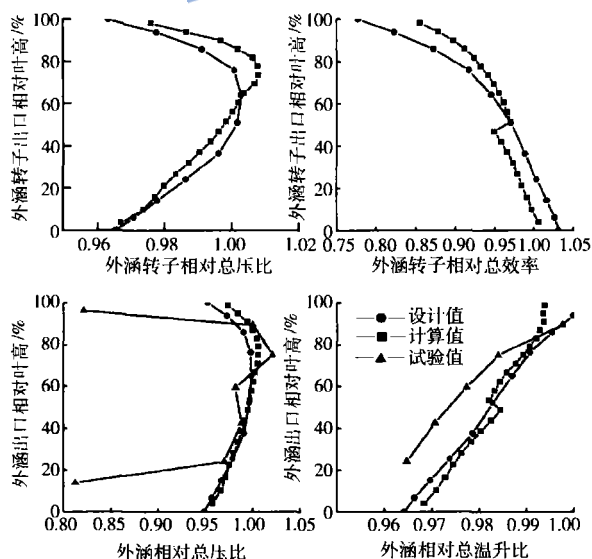


图 3 风扇/增压级外涵参数的径向分布

Fig. 3 Radial distribution of outer parameters

综上所述, 无论从总特性还是外涵参数的径向分布, 双激波模型计算结果与试验吻合很好, 有力的支持了新方法实际应用于工程问题分析的可能.

### 3 进气畸变的影响

#### 3.1 计算模型及基本方程

利用第一节介绍的方法, 在多级轴流压气机的子午面内可以计算得到  $N$  条流线, 这  $N$  条流线绕压气机轴的旋转面即沿叶高将该压气机分割为  $(N-1)$  个子压气机(如图 4 所示). 针对这  $(N-1)$  个子压气机分别分析进气畸变对各子压气机的影响, 即构成了本文分析进气畸变对压气机气动性能和稳定性影响的准三维计算模型<sup>[13]</sup>.

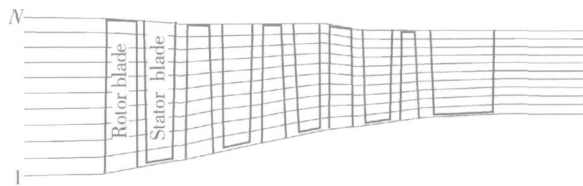


图 4 准三维计算模型的子午流道示意图

Fig. 4 Meridian plane of quasi-3D model

压气机无叶区气流流动是采用二维、可压缩、非定常的欧拉方程描述, 压气机叶片排被二维、可压缩激盘取代. 欧拉方程及各排转、静子叶片进出口边界的激盘补充方程详见文献[13].

在转、静子叶排激盘补充方程中分别利用了转、静子叶排的总静压升特性以及出气角特性. 在以往的此类分析方法中, 通常需要提供. 这对于用户来说是很困难的, 尤其是对于准三维计算模型还要提供沿叶高变化的特性. 本文采用第一

节所述的方法,直接获得这些特性,从而大大提高了此类方法应用的灵活性以及预测结果的精度.

3.2 进气畸变的描述

以进气稳态方波周向总压畸变为例,给出如图 5 所示的进气总压畸变场.此时,上游进口总压可描述为

$$p_0^*(\theta) = \begin{cases} p_T & \theta \in \theta_{dp} \\ p_{0,min}^* & \theta \in \theta_{dp} \end{cases} \quad (7)$$

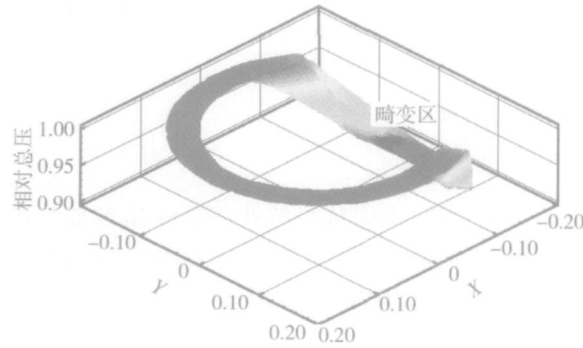


图 5 进口总压分布

Fig. 5 Contour map of inlet total pressure

其中  $p_{0,min}^*$  为畸变角范围内平均总压最小值,  $p_T$  为非低压区平均总压值,  $\theta_{dp}$  为总压畸变的周向畸变角,并定义总压畸变度  $DA_{pT} = (p_T - p_{0,min}^*) / p_T$ ;同理可定义总温畸变度为:  $DA_{TT} = (T_{0,max}^* - T_T) / T_T$ . 其中  $T_{0,max}^*$  为畸变角范围内平均总温最大值,  $T_T$  为非高温区平均总温值.

3.3 进气畸变对风扇/增压级性能和稳定性的影响

3.3.1 对外涵的影响

图 6 为总压畸变 ( $DA_{pT} = 10\%$ ,  $\theta_{dp} = 90^\circ$ ) 对风扇/增压级外涵性能及稳定性的影响.在进气总压畸变时,外涵性能明显下降,特性线左移,稳定工作范围变小,与工程上的一般认识相同.

为进一步分析总压畸变的影响,图 7 给出近设计点外涵出口总性能参数变化率的径向分布.一般认为,总压畸变虽降低总性能参数,但不改变出口总性能参数的径向分布规律.从图 7 可以看出,总压畸变使外涵总压比降低,且对总压比沿径向的影响程度是不均匀的.总压畸变对总温比也有类似的影响.

图 8 和图 9 分别给出了设计转速下总压畸变度和周向畸变角对外涵相对稳定压比(即畸变时失速压比与均匀进气失速压比的比值)的影响.畸变度越大,相对稳定压比越小;畸变角越大,相对稳定压比越小,当畸变角超过临界值时,相对稳定

压比基本不变.

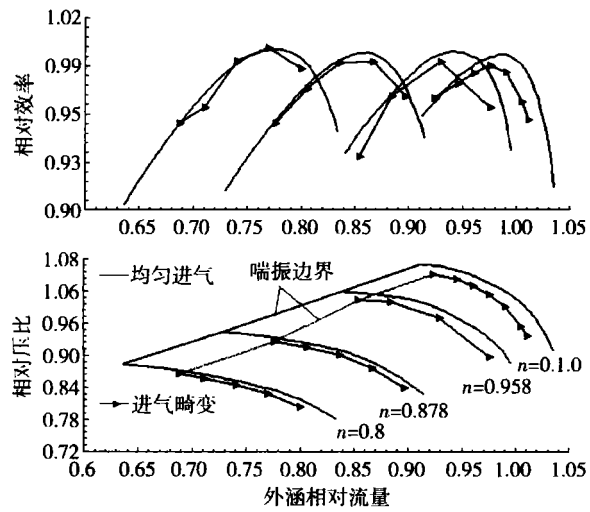


图 6 总压畸变对风扇/增压级外涵性能及稳定性的影响

Fig. 6 Influence of total pressure distortion on outer performance

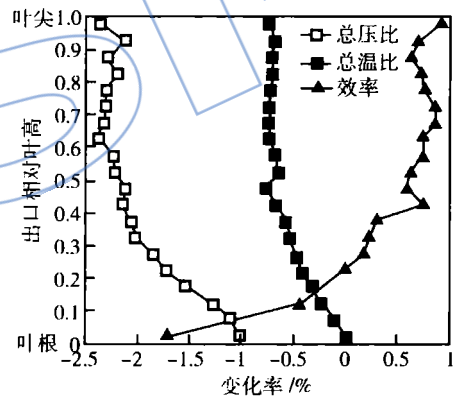


图 7 外涵出口总参数变化率的径向分布

Fig. 7 Distribution of variation of outer outlet total parameters

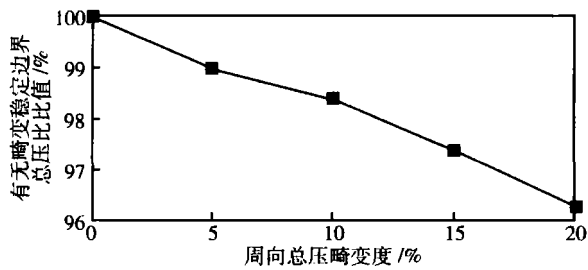


图 8 总压畸变度对外涵相对稳定压比的影响

Fig. 8 Influence of outer total pressure distortion level

3.3.2 对内涵的影响

图 10 为总压畸变 ( $DA_{pT} = 8\%$ ,  $\theta_{dp} = 120^\circ$ ) 对风扇/增压级内涵性能及稳定性的影响.与外涵变化趋势相同,当进气畸变时,内涵性能下降,稳定

工作范围变小. 只是内涵特性比外涵特性略陡峭些, 特性线左移稍大. 此外, 在内涵较高转速的高压比点处, 畸变时的效率接近或超过均匀进气效率, 这有待于与畸变试验比较加以验证.

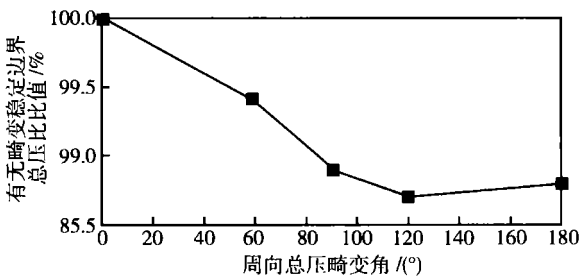


图 9 周向畸变角对外涵相对稳定压比的影响  
Fig. 9 Influence of outer circumferential distortion angle

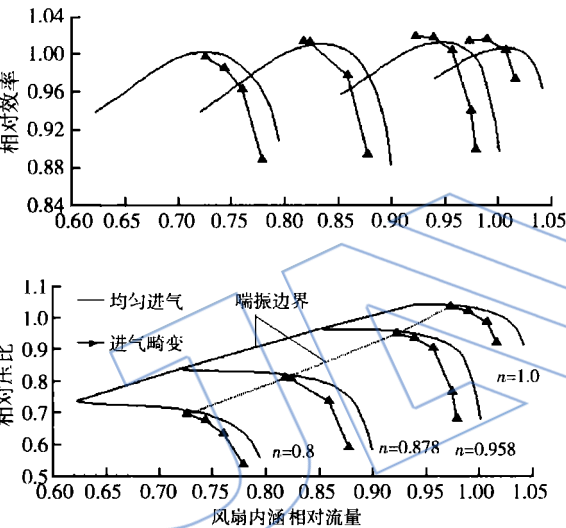


图 10 总压畸变对风扇内涵性能及稳定性的影响  
Fig. 10 Influence of total pressure distortion on inner performance

图 11 为近设计点内涵各级进出口总压总温畸变度的轴向分布. 从图中可看出: (1) 总压畸变度是逐级衰减的, 但不同径向位置的总压衰减的程度是不同的; (2) 总压畸变会引起总温畸变; 但不同径向位置的总压畸变引起的总温畸变也是不同的. 由图 7 和图 11 的结果可以看出, 周向总压畸变对径向不同位置子压气机性能和稳定性的影响是不同的, 具有很强的三维性. 同时也验证了本文将内、外涵沿径向划分为若干个子压气机来研究总压畸变影响和采用准三维计算模型的正确性和必要性.

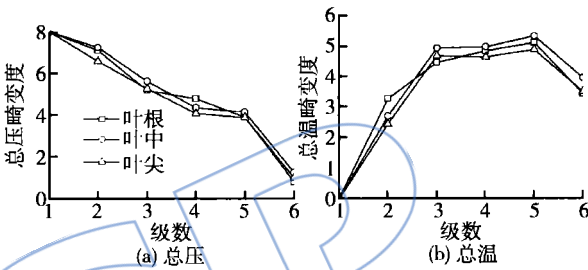


图 11 内涵各级进出口总压总温畸变度的轴向分布  
Fig. 11 Distribution of inner distortion level of each stage

图 12 给出多扇区总压畸变的影响. 当 120° 畸变区 c 划分为对称两个 60° 畸变区 a 时, 性能改善, 与单个 60° 畸变区 d 影响相仿; 当两个畸变区的间隔减小至 40° b 时, 其影响相当于两个 60° 畸变区的迭加. 这与多扇区畸变的认识规律相同, 进一步证实了方法的可靠性, 可应用于工程实际.

4 结 论

(1) 在文献[4]工作基础上, 新增适用于高速风扇/ 压气机的双激波模型, 发展一种用于预测高

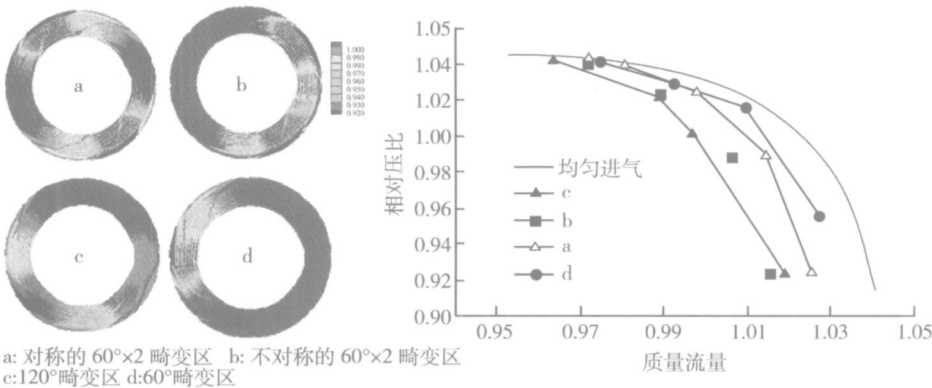


图 12 多扇区总压畸变对内涵性能的影响  
Fig. 12 Influence of inner multi-Zone distortion

速风扇/压气机非设计点性能的方法. 并采用新方法对均匀进气条件的大涵道比风扇/增压级进行非设计点性能预测. 计算与试验吻合较好, 精度可靠, 可应用于工程问题.

(2) 发展完善了分析进气畸变对轴流压气机性能和稳定性影响的准三维可压缩模型. 模型中各叶排的总静压升特性以及出气角特性是直接由均匀进气方法直接计算获得, 从而解决了用户的困难, 大大提高了此类方法应用的灵活性以及预测结果的精度.

(3) 将进气畸变条件下大涵道比风扇/增压级沿径向分为若干个子压气机, 采用准三维计算模型分析了进气畸变对风扇/增压级性能及稳定性的影响, 也进一步证实了采用准三维模型的正确性和必要性. 所得计算结果表明该准三维模型灵活、可靠, 可应用于此类工程问题的分析研究, 有着广泛的工程应用前景.

## 参考文献:

- [1] Robbins W H, Dugan J F. Prediction of off-design performance of multistage compressors[R]. NASA SP-36, Chapter X, 1965:297-310.
- [2] 周燕佩, 徐力平. 计算流体力学在航空叶轮机械中的应用-现状和展望[C] //21世纪航空动力发展研讨会. 北京: 中国航空动力专业分会, 2000:100-104.
- [3] Johnsen I A, Bullock R O. Aerodynamic design of axial-flow compressor[R]. NASA SP-36, 1965.
- [4] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算-均匀进气及径向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3):225-228.  
HU Jun. Calculation of off design performance of multi-stage compressors with uniform and radial distorted Inlet flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3):225-228.
- [5] 燃气涡轮发动机进口流场畸变评审方法[R]. 北京: 航空航天工业部 301 研究所, 1989.
- [6] Gas turbine engine inlet flow distortion guideline[R]. Society of Automotive Engineers, Inc., ARP-1420, March 1978.
- [7] Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines[R]. Society of Automotive Engineers, Inc., AIR-1419, MAY 1983.
- [8] Miller G R. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1961, 83:235-242.
- [9] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. A shock loss model for supersonic compressor cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1):28-35.
- [10] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. Development of an off-design loss model for transonic compressor design [C] //Loss Mechanisms and Unsteady Flows in Turbomachines, AGARD-CP-571, Neuilly Sur Seine, France, NATO Research and Technology Organization, 1996:16-1-16-14.
- [11] Boyer K M, O'Brien W F. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic axial compression systems[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3):475-481.
- [12] 赵勇, 胡骏, 郑大勇. 用双激波模型计算风扇/压气机非设计点的性能[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5):545-550.  
ZHAO Yong, HU Jun, ZHENG Dayong. Dual-shock loss model for off-design performance calculation of fan/compressor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5):545-550.
- [13] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算-周向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3):229-232.  
HU Jun. Calculation of off-design performance of multi-stage compressor with circumferential distorted Inlet flow [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3):229-232.