

耦合三维CFD的多级压气机气动扩稳预测模型研究*

张 韬^{1,2}, 陈伟杰³, 乔渭阳³, 赵鑫雨³, 张扬军²

(1. 北京动力机械研究所, 北京 100074;
2. 清华大学 车辆与运载学院, 北京 100084;
3. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘要: 为将扩稳措施对压气机级局部流场的扰动与多级压气机喘振边界相关联, 准确预测各种扩稳措施对多级压气机喘振边界的影响, 基于三维CFD数值模拟技术对包含扩稳措施的压气机级特性的预测方法与基于“激盘-滞后-集聚容积”一维单元体稳定性预测模型进行耦合, 建立了多级压气机气动扩稳数值模拟的预测模型, 实现了对多级压气机喘振边界和扩稳效果的预测。应用发展的预测模型, 对某三级轴流压气机在叶尖微射流作用下的喘振边界进行了预测分析, 证明了本文预测模型的可靠性和有效性。预测结果表明, 在压气机转子叶尖前缘的微射流, 能够明显提高压气机的效率, 并提高压气机级的稳定裕度。数值模拟结果同时揭示了多级压气机中不同级和不同位置扩稳对多级压气机喘振边界具有明显不同的影响, 某型压气机第三级转子叶尖微射流扩稳设计能够有效提高压气机的稳定性。

关键词: 多级压气机; 喘振边界; 单元体模型; 级特性; 气动扩稳

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2206027-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2206027

Aerodynamic Stability Expansion Prediction Model of Multistage Compressors Coupled with Three-Dimensional CFD

ZHANG Tao^{1, 2}, CHEN Wei-jie³, QIAO Wei-yang³, ZHAO Xin-yu³, ZHANG Yang-jun²

(1. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;
2. School of Vehicle and Mobility, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
3. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to associate the local flow field change caused by various extended stability methods with the surge boundary of multistage compressor, and accurately predict the impact of extended stability means on the surge boundary of multistage compressor, a prediction method of compressor stage characteristics including extended stability means based on three-dimensional CFD simulation technology is coupled with the one-dimensional "disk-lag-volume" unit model, and a prediction method is established to predict the surge boundary and stability expansion of multistage compressor. Using the prediction model developed in this paper, the surge boundary of a three-stage compressor with the tip micro-jet is predicted and analyzed, which proves the reliability and effectiveness of the present model. The predicted results show that the micro-jet at the leading edge of the compressor rotor tip can significantly improve the efficiency and the margin of the compressor stage. The numeri-

* 收稿日期: 2022-06-09; 修订日期: 2023-02-08。

通讯作者: 张 韬, 博士生, 高级工程师, 研究领域为航空发动机总体与气动稳定性。E-mail: tommstein@buaa.edu.cn

引用格式: 张 韬, 陈伟杰, 乔渭阳, 等. 耦合三维CFD的多级压气机气动扩稳预测模型研究[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2206027. (ZHANG Tao, CHEN Wei-jie, QIAO Wei-yang, et al. Aerodynamic Stability Expansion Prediction Model of Multistage Compressors Coupled with Three-Dimensional CFD[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10): 2206027.)

cal results also reveal that the stability expansions at different positions and different stages in the multistage compressor have significantly different effects on the surge boundary of the multistage compressor. The micro-jet on the third stage rotor tip can effectively expand the stability of the multistage compressor.

Key words: Multistage compressor; Surge boundary; Disk-lag-volume unit model; Stage characteristics; Aerodynamic stability expansion

1 引言

目前航空燃气涡轮发动机压气机气动稳定性问题仍然是困扰压气机设计者及其使用者的难题之一,为了保证压气机安全可靠地工作,在压气机工作过程中应尽量避免气动失稳的发生,确保发动机工作过程中压气机具有足够的稳定裕度,高压比的多级压气机都需要进行扩稳设计。压气机扩稳设计已经成为当代高性能军用航空燃气涡轮发动机的关键设计技术^[1-3]。目前已经在发动机中采用的扩稳方法包括可调导流/静子叶片^[4-5]、机匣处理^[6-8]、压气机放气^[9-10]、级间叶尖微射流^[11-13]等,其中级间放气、可调导叶、机匣处理在许多发动机中得到广泛应用,级间叶尖微射流则是近年来得到广泛研究的一种具有重要潜力的新型扩稳方法。

而如何准确地评估扩稳设计的效果,预测扩稳对多级压气机喘振边界和稳定裕度的影响等,则始终是进行压气机扩稳设计的重要基础研究课题。尽管过去 50 多年来,航空燃气涡轮发动机压缩部件喘振边界预测技术取得了许多研究进展^[14],但是,由于大部分扩稳措施往往都是通过流场局部扰动实现对发动机喘振边界的影响,基于系统分析模型的喘振边界预测方法难以精确预估基于局部流场扰动的扩稳效果,而基于三维 CFD 技术的多级压气机喘振边界预测始终存在稳定性判断标准不确定、预测误差大甚至数值发散无法预测等一系列难题。

1969 年,美国 NASA 的 Willob 和 Seldner 等^[15]在国际上首次采用计算机模拟技术预测了发动机压缩部件喘振边界,他们首次提出的“激盘-集聚容积”模型和首次发现的“极限环”信号,奠定了基于稳定性理论预测压气机喘振边界的理论基石。之后, Melick^[16], Greitzer^[17]进一步发现压气机动态过程中叶片对来流的响应存在滞后效应,基于此提出的“激盘-滞后-集聚容积”模型(也称为“一维单元体”模型)构成了基于系统稳定性理论预测压气机喘振边界的重要基础。1975 年, Daniele 等^[18]通过引入李亚普诺夫稳定性理论分析方法,进一步提高了压气机稳定性分析过程的计算精度和可靠性。特别是随着

CFD 计算技术的迅速发展,将上述系统稳定性分析方法与 CFD 数值计算方法相结合,进一步发展了直接模拟压气机动态工作过程的压缩系统喘振边界预测方法,目前这类基于系统稳定性分析理论的压气机喘振边界预测技术在国内外得到广泛应用^[19-26],其中美国 Arnold 工程发展中心的 Davis 和 Hale 等^[19-23]将叶片对气流作用直接添加在动量方程和能量方程右端源项(即激盘概念),通过直接数值求解带源项非线性流体力学方程组,发展了著名的发动机稳定性分析程序 DYNTECC;而俄罗斯中央航空发动机研究院基于扰动运动稳定性分析理论发展了任意进气条件下全台发动机稳定性分析软件 LINGER,并应用到俄罗斯的航空发动机稳定性评审规范中^[1]。但是,这种基于“单元体”模型的稳定性分析理论普遍采用压气机级特性和平均几何参数作为稳定性分析的依据,难以考虑局部流场扰动(例如叶尖射流、级间放气等)扩稳对压气机喘振边界的影响。

为了能够尽可能准确考虑流场细节设计对压气机气动稳定性的影响,近几十年来,借助于非定常 CFD 技术的快速发展,许多研究者都在发展基于三维 CFD 数值模拟技术的压气机喘振边界预测技术^[14,27-37],并取得了重要的研究进展。显然,基于全三维非定常黏性流场数值模拟的稳定性分析技术,具有准确评估各种局部扰动扩稳方法对压气机稳定性影响的能力。然而,非常遗憾的是,由于航空发动机压缩部件气动失稳物理机制的复杂性(不同压气机设计参数其气动失稳触发机制均不完全相同)、压气机内部各种非定常流动过程同时存在的特殊性(压气机内部存在边界层和尾迹湍流的小尺度非定常流、转静干涉周期性非定常流、叶尖间隙泄漏和端区通道涡等非定常流),以及 CFD 数值模拟过程收敛性等诸多因素的影响,特别是随着对压气机失速前“尖峰波”和“模态波”等失速先兆的发现^[2],使得目前采用三维非定常 CFD 进行压气机喘振边界预测,特别是针对高速多级压气机喘振边界预测的鲁棒性、准确性等远远不能满足压气机设计的需要,基于三维 CFD 数值模拟的压气机喘振边界预测误差甚至达到 100% 的量级。

综上所述,考虑各种扩稳措施对压气机局部流

场细节的影响,并将流场细节变化与压气机喘振边界相关联,以建立压气机喘振边界预测模型,是当前多级压气机设计中急需解决的重要技术问题^[22]。本文提出了将压气机级特性全三维数值模拟耦合到成熟的压气机“单元体”稳定性模型中的研究思路,建立了压气机喘振边界预测的三维CFD与“单元体模型”的混合模型。通过三维CFD数值模拟获得多级压气机中每一级的级特性,特别是通过三维CFD模拟,准确地评估特定扩稳局部扰动对压气机级单元特性的影响,将考虑了扩稳方式的压气机级特性纳入到成熟的压气机“一维单元体”稳定性分析模型,从而实现对压气机设计中任意外界扰动(扩稳)对压气机稳定性影响的数值预测。

2 压气机扩稳预测的三维CFD/单元体混合模型

2.1 多级压气机扩稳设计流程

本文提出的基于三维CFD/单元体混合模型的多级压气机扩稳设计流程如图1所示,在这种混合预测模型中,主要通过如下四个计算流程实现对压气机扩稳效果(扩稳后喘振边界)的预测:

(1)基于三维黏性流场CFD数值计算的压气机级特性计算:针对压气机级,采用三维非定常黏性流场数值模拟技术,计算多级压气机每一级的级特性。

压气机级喘振边界预测单元体模型需要输入左半支的级特性曲线,目前,采用包含了分离流湍流模型的非定常全三维黏性流场数值模拟技术,能够计算包含有气流分离、压气机级局部失速的级特性。在原始的压气机单元体稳定性模型中,往往需要输入包含了“倒流”运动的左半支级特性,但是实际上,根据多级压气机失速裕度大量实验数据分析可知,在多级压气机发生失速时(喘振边界点),很少会出现压气机级内倒流现象,在出现严重“倒流”的喘振发生前,稳定性分析中的扰动信号随时间已经出现明显的失稳特征。

(2)基于一维单元体模型的压气机喘振边界计算:基于“激盘-滞后-容积”理论,发展一维稳定性模型,通过耦合CFD计算获得的级特性,实现对压气机喘振边界的预测。

(3)考虑扩稳影响的压气机级特性三维CFD数值计算:针对压气机级,采用三维非定常粘性流场数值计算方法,计算考虑了扩稳影响的压气机级特性。

(4)考虑扩稳影响的压气机喘振边界计算:采用基于“激盘-滞后-集聚容积”思想的压气机一维单元体稳

定性分析模型,耦合考虑外界扰动的(扩稳措施)的压气机级特性,对考虑扩稳的压气机喘振边界进行预测。

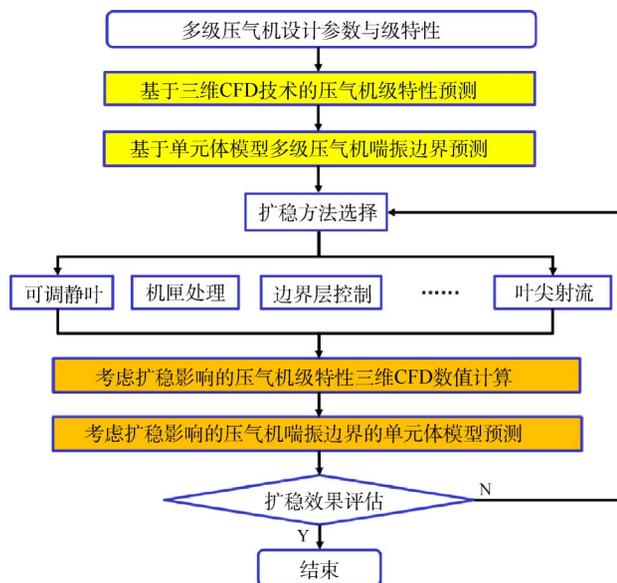


Fig. 1 Design flowchart of aerodynamic stability expansion of multistage compressors

2.2 多级压气机喘振边界计算的一维单元体模型

所谓一维单元体模型,就是在分析多级压气机的气动稳定性时(包括高低压压气机组成的压缩系统),将压缩系统沿发动机轴线分割为多个一维计算单元,针对每一个独立的单元,采用流体动力学基本方程,并根据每一个单元体进出口流动边界的关联,建立多级压气机(压缩系统)所有单元体动态流动过程的联立方程组,并通过对联立的动态方程组进行稳定性分析,确定多级压气机的喘振边界。通常将多级压气机沿着轴线按照图2所示划分成一系列的计算单元。在压气机内,通常按照级划分单元体,为了考虑压气机前后进气管道对气动稳定性影响,可以在压气机进气管道和排气管道划分多个一维单元体。在多级压气机气动稳定性分析中,采用的计算单元的大小会改变压缩系统对外界扰动的响应,进而影响稳定性计算结果。划分计算单元体时,每个计算单元体的轴向长度不应超过气流扰动波长的1/4。

在压气机气动稳定性分析时,基于“激盘-滞后-

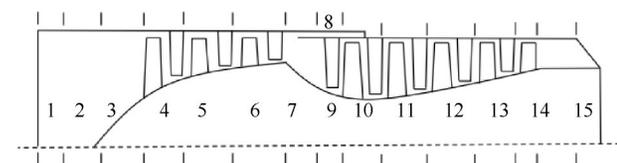


Fig. 2 Analysis model of aerodynamic stability of compression system

“集聚容积”模型,对每一个单元体建立动态工作方程,如图3所示。“激盘模型”用于表示叶片排对气流做功,“滞后”用于计算压缩系统对外界扰动的滞后响应,“集聚容积”主要用于表示计算单元内流动参数随时间的变化关系。对于不包含叶片排的部分管道,计算单元只需要采用容积模型即可。

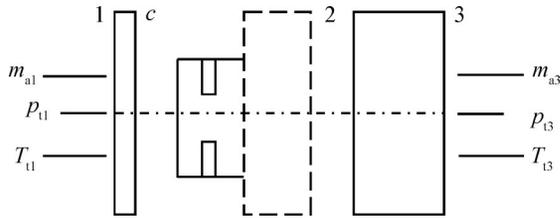


Fig. 3 Unit model for stability analysis of multistage compressors

必须强调,滞后模型对于准确预测压缩系统稳定性很重要。在容积模型中只考虑了容积内气流参数随时间的变化,也就是只计及了由容积长度引起的时间滞后,由小扰动理论可知,容积内气流参数的微弱变化以声速传播,因此,容积模型中计及的滞后时间仅是 ca (其中 c 为容积长度, a 为声速)。然而,在流场动态变化过程中,气流瞬时攻角变化,导致叶型响应滞后。为了考虑上述滞后效应,在构造单元体物理模型时,就需在激盘模型和容积模型之间增加滞后模型。如果忽略流体惯性,则可以采用气流通通过阻塞孔流向封闭容腔来等效滞后模型,如图3所示。需要说明,上述介绍的多级压气机稳定性分析的单元体模型,与 Davis 等^[27]通过在流体力学控制方程右端添加源项的“级模型”是完全等价的。

2.3 多级压气机稳定性分析单元体模型

在多级压气机稳定性分析单元体内,流体运动遵循质量、动量和能量守恒定律。由于气流轴向速度沿压气机轴向变化不大,沿轴向可以采用一维流动模型,如图4所示。

基于无黏欧拉方程,单元体内无量纲流体动力

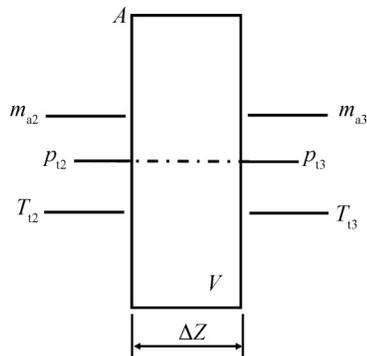


Fig. 4 One-dimensional flow model in the compressor unit

学方程为

$$\frac{d\bar{m}_{a2}}{dt} = \frac{\bar{A}}{2\Delta Z} f(\lambda_c)(\bar{p}_2\pi - \bar{p}_3) \quad (1)$$

$$\frac{d\bar{p}_3}{dt} = \frac{\gamma \bar{p}_3^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \bar{p}_0^{\frac{1}{\gamma}}}{V} [\bar{m}_{a2} - (\bar{m}_{a3} + \Delta\bar{m}_a)] \quad (2)$$

$$\frac{d\bar{T}_3}{dt} = \frac{\bar{m}_{a2}(\gamma\bar{T}_c - \bar{T}_3) - (\gamma - 1)(\bar{m}_{a3} + \Delta\bar{m}_a)\bar{T}_3}{V\bar{p}_3^{\frac{1}{\gamma}}/\bar{p}_0^{\frac{1}{\gamma}}} \quad (3)$$

式中带“-”的为无量纲量, A 表示单元控制体横截面积, V 表示单元控制体体积, ΔZ 表示单元控制体轴向长度, Δm_a 代表单元控制体放气量。用作无量纲化的参考量分别为:质量采用 $\rho_0 u_0 A_0$, 压力采用 $\rho_0 u_0^2/2$, 温度采用 T_0 , 时间采用 $1/\omega_h$ 。其中 ρ_0 和 T_0 为静止大气密度和温度, u_0 表示压气机第一级进口轮缘速度, A_0 表示压气机第一级进口横截面积, ω_h 表示压气机第一级的亥姆霍兹频率。

叶片排对流体流动的影响采用压气机准稳态激盘模型和叶型响应滞后模型计算。在多级轴流压气机中,即使正常稳定工作时,某些级也可能落在级特性的左半支,因此获得含左半支特性的压气机级特性是该一维压缩系统稳定性分析模型的一个重要基础。采用激盘模型考虑叶片排对气流做功,根据如下级特性对气流进行增压,即

$$\psi = f_1(\bar{n}, \varphi) \quad (4)$$

$$\eta_{ad} = f_2(\bar{n}, \varphi) \quad (5)$$

式中 \bar{n} 表示换算转速, φ 表示流量系数, ψ 代表压升系数, η_{ad} 代表绝热效率。

$$\varphi = v_z/u_{2t} \quad (6)$$

$$\psi = [c_p(T_c - T_1)\eta_{ad}]/u_{3t}^2 \quad (7)$$

$$\eta_{ad} = [\pi_{ss}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1]/(T_c/T_1 - 1) \quad (8)$$

式中 v_z 为轴向速度; u_{2t}, u_{3t} 为级进口、出口轮缘速度; π_{ss} 为级增压比。级特性由三维非常黏性流场数值模拟获得。

在流体动态运动过程中,叶型对来流状态的响应存在滞后现象,采用图3所示的系统考虑滞后效应的影响。滞后效应采用一阶系统模型,假定阻塞孔可以表示叶型上的所有流动损失,采用 p_c 表示孔前压力, p_2 表示封闭腔压力,则滞后模型可以表示为

$$\frac{dp_2}{dt} = \frac{1}{\tau_1} (p_c - p_2) \quad (9)$$

或

$$\frac{d\pi}{dt} = \frac{1}{\tau_1} (\pi_{ss} - \pi) \quad (10)$$

式中 $\pi_{ss} = p_c/p_1$ 为准稳态级增压比, $\pi = p_2/p_1$ 为有效级增压比。

上述方程即为滞后方程,它是一阶常微分方程,其解为

$$\frac{\pi - \pi_0}{\pi_{ss} - \pi_0} = 1 - e^{-\frac{t}{\tau_1}} \quad (11)$$

滞后时间常数 τ_1 根据气流轴向速度 u 和叶片弦长 b 计算,即 $\tau_1 = (2.5 \sim 3.5)b/u$ 。

2.4 多级压气机稳定性分析单元体模型控制方程的求解方法

对于多级压气机单元体模型的非定常流动控制方程的数值计算分析,既可以采用CFD技术的时间推进差分求解方法(美国DYNTECC程序采用的方法^[20-22]),还可以利用李亚普诺夫非线性稳定性分析方法。一般而言,采用CFD数值计算的非线性分析方法,不仅可以判断压气机稳定性,还可以获得失稳后压气机流场随时间发展变化的过程,但是这种方法经常会出现数值发散带来的压气机失稳判断错误的问题。而基于李亚普诺夫稳定性分析方法,采用系统对小扰动响应的特征方程进行系统稳定性判断,具有判断结果鲁棒性高的优点,当然由于采用线性化小扰动分析方法,这种方法不能获得失稳时压气机流动参数随时间的变化过程。考虑到对喘振边界准确的预测是多级压气机扩稳设计研究的重点,因此本文采用李亚普诺夫稳定性分析技术。

根据李亚普诺夫稳定性理论,一个系统的运动可以用任意阶微分方程来描述。由上述分析可知,对于每一个单元控制体,气流运动可以由3个一阶微分方程表述,如果将压缩系统分割为 J 个单元控制体,则整个压缩系统流动参数由 $3J$ 个一阶微分方程组成的微分方程组表述,该微分方程组可写成

$$dy_i/dt = f_i(t, y_1, y_2, \dots, y_n) \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (12)$$

式中 $n=3J$, 每个单元控制体有3个控制方程,有 m_{a3} , p_3 , T_3 三个未知参数。就整个系统而言,共有 $3J$ 个控制方程, $3J$ 个未知参数,方程组封闭。

针对由上述方程组描述的压缩系统,可以采用李亚普诺夫稳定性分析理论开展稳定性分析。当压缩系统流动状态达到稳态时,上述微分方程组与时间无关,可以简化为

$$f_i(y_1, y_2, \dots, y_n) = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (13)$$

上述方程组一般为非线性方程组,用于描述压缩系统稳态工作状态下的流动参数关系(即压气机特性的等转速线上各点的表达式)。

由李亚普诺夫稳定性定义可知,扰动运动与无扰动运动的稳定性是一致的。因此,可以采用扰动运动方程组来判别无扰动运动方程组的稳定性。李亚普诺夫进一步指出,可以采用如下线性扰动运动方程组分析无扰动运动的稳定性,即

$$\frac{dy_i}{dt} = a_{i1}y_1 + a_{i2}y_2 \dots + a_{in}y_n \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (14)$$

如果将函数 $f_i(y_1, y_2, \dots, y_n)$ 在初值点附近展开,得一次近似式为

$$f_i(y_1, y_2, \dots, y_n) = \frac{\partial f_i}{\partial y_1} y_1 + \frac{\partial f_i}{\partial y_2} y_2 + \dots + \frac{\partial f_i}{\partial y_n} y_n \quad (15)$$

$(i = 1, 2, \dots, n)$

比较以上两式可知,线性化方程右边系数为原方程函数的偏导数,即

$$a_{ij} = \partial f_i / \partial y_j \quad (j = 1, 2, \dots, n) \quad (16)$$

因此,压缩的稳定性就取决于系数矩阵的特征根性质。如果全部特征根的实部均小于零,则系统是稳定的;如果至少有一个特征根的实部大于零,那么系统是不稳定的;如果有一个以上特征根的实部为零,其余特征根的实部均小于零,则系统的稳定性还决定于高阶项的特征。

2.5 多级压气机级特性的三维非定常黏性流场数值模拟方法

在多级压气机喘振边界预测研究中,首选需要获得包括左半支特性的压气机每一级的级特性。本文采用三维非定常流场数值模拟与压气机左半支特性经验预测模型综合计算方法,对于流量大于压气机级失速点的右端级特性,采用三维非定常黏性流场数值计算(本文采用商用软件CFX求解器)获得从最大流量到失速点压气机级特性右半支。在计算中,以特定转速发动机共同工作点的平均流场中每一级进口流场作为级特性计算的基准,通过不断改变压气机级出口背压,取得在特定转速下不同流量压气机级特性,直至计算到非定常三维流场计算数值发散,数值发散点的前一点为压气机级特性的最小流量点。而对于流量小于失速点流量的压气机级特性左半支,则采用Howell和Calvert的压气机级经验预测模型^[38],该模型根据CFD数值计算的压气机级特性右半支近失速点特性变化规律,获得左半支压气机级特性。

2.5.1 计算对象和网格

在数值计算中,网格质量对计算结果和收敛速度具有重要的影响。针对压气机级网格划分,为了得到高质量的网格,常采用多块结构化网格分区技术,如图5所示,在叶片周围,采用O型网格;在叶片通道和进出口段,采用H型网格;在叶尖间隙,采用O-H型网格。为了提高计算精度,对叶片、机匣和轮毂附近网格进行加密,壁面边界层网格沿法线等比例增长,边界层内网格数约为该方向总网格数的五分之一,边界层外网格均匀分布,单级压气机网格约为62万。

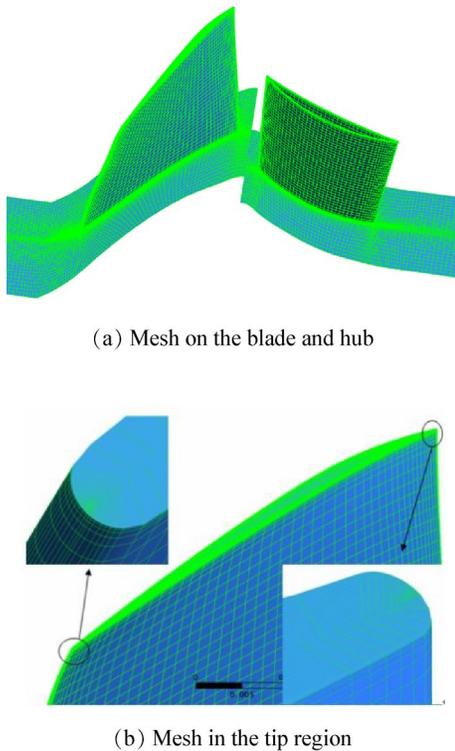


Fig. 5 Calculation grid of the compressor stage

2.5.2 边界条件和湍流模型

压气机级特性计算中,转子进口采用均匀进气条件,给定总压、总温和气流角(由压气机设计工况计算获得);静子出口给定轮毂处静压,并根据简化径向平衡方程给定静压沿径向的分布;固体壁面为绝热无滑移边界条件;转静子之间采用级交界面。

本文选定 $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型,该模型稳定性和鲁棒性好,具有很好的模式预测能力,在实际工程中得到广泛的应用。

2.5.3 某单级压气机级特性右半支数值计算结果

以某单级压气机为对象,进一步说明考虑扩稳措施(叶尖微射流)时,压气机级特性的计算。为了提高压气机级稳定性,在该压气机级转子前机匣周向开设射流孔,如图6所示,射流孔固定在机匣上,因

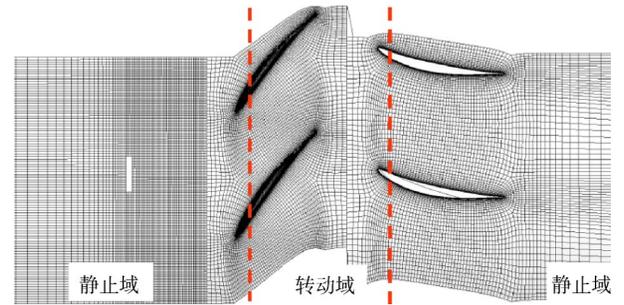


Fig. 6 Mesh on the shroud with blade tip jet

此将射流孔所在区域设定为静止域,射流孔所在的计算域与转子域,转静子之间的交界面以及转子域与静子域之间的交界面均采用瞬时转静交接面。

在分析压气机级特性时,在射流工作状态下,将压气机进口折合流量和叶尖射流折合流量之和作为压气机工作点流量,压气机总总压升系数以及效率计算将射流引入的能量考虑进去,定义如下

$$\psi_{\text{TR}} = \frac{p_{\text{out}}^* - p_{\text{in,avg}}^*}{0.5\rho_{\text{in,avg}} u_m^2} \quad (17)$$

$$\eta = \frac{(p_{\text{out}}^*/p_{\text{in,avg}}^*)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{T_{\text{out}}^*/T_{\text{in,avg}}^* - 1} \quad (18)$$

其中

$$T_{\text{in,avg}}^* = \frac{m_{\text{in}} T_{\text{in}}^* + m_{\text{jet}} T_{\text{jet}}^*}{m_{\text{out}}} \quad (19)$$

$$p_{\text{in,avg}}^* = \frac{m_{\text{in}} p_{\text{in}}^* + m_{\text{jet}} p_{\text{jet}}^*}{m_{\text{out}}} \quad (20)$$

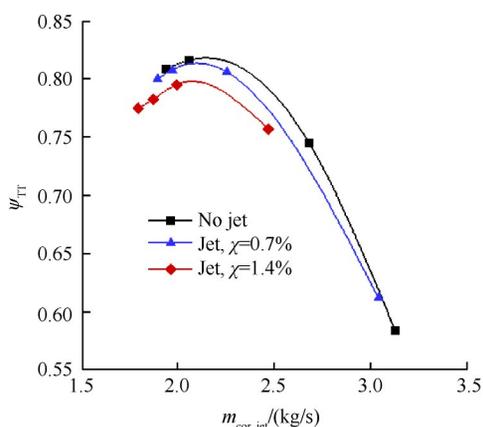
式中 p_{out}^* 和 T_{out}^* 分别为出口总压和总温; $p_{\text{in,avg}}^*$ 和 $T_{\text{in,avg}}^*$ 分别表示进口平均总压和平均总温; $\rho_{\text{in,avg}}$ 为进口平均密度; u_m 为轴向速度; m_{in} , m_{jet} 和 m_{out} 分别为进口流量、射流流量和出口流量; p_{in} 和 p_{jet} 分别为进口总压和射流总压。

图7给出了在特定转速下,该压气机级无射流和射流流量分别是 $\chi = 0.7\%$ 和 $\chi = 1.4\%$ 三种情况下压气机的总总压升系数和效率特性曲线。可以看出,采用三维非定常粘性流场数值模拟技术,可以预测到过失速的压气机级特性,微射流可以明显提高压气机级的稳定裕度(失速的最小流量点减小)。

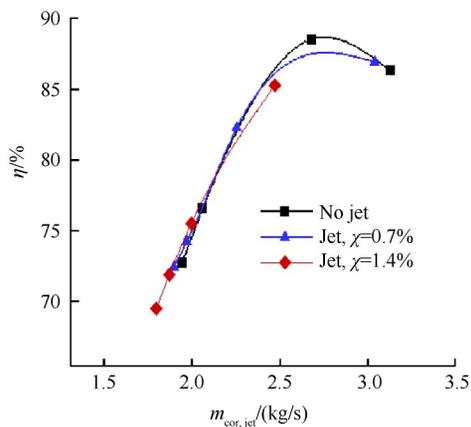
此外,射流降低了压气机的总总压升系数,并且射流流量越大,总总压升系数降低越多,进一步分析发现,由于叶尖射流会降低叶尖的扩散因子,即降低了叶尖的载荷,因此射流降低了压气机的总压比。而射流对压气机效率的影响则是在大流量下降低了效率,在靠近失稳点的流量下提高了效率。对于远

离失稳的工作点采用射流效率降低则不难理解,其原因是在远离失稳的工作点叶尖通道内没有发生堵塞,叶片吸力面没有分离,因此射流不能改善叶片吸力面的流动,又由于射流一般比主流速度高很多,会造成叶尖的负攻角流动,增加压力面损失,因此在大流量工作点压气机叶尖射流会降低压气机的效率。

采用全三维非定常黏性流场数值模拟技术获得上述压气机级特性右半支之后,根据上述右半支特性近失速状态压气机特性,采用Howell和Calvert的级特性预测模型^[38],就可以获得压气机级过失速的左半支特性。



(a) Effects of the jet on the total pressure rise coefficient



(b) Effects of jet on efficiency

Fig. 7 Numerical results of the stage characteristics of a single-stage compressor

3 多级压气机微射流扩稳数值预测分析

3.1 研究对象及其设计参数

以某三级压气机为例,应用上述的多级压气机扩稳预测三维CFD/单元体混合模型,对微射流扩稳措施下压气机稳定边界的变化进行了计算分析,验证多级压气机扩稳预测混合模型的有效性和实用性。

研究对象为某三级轴流压气机,该三级压气机

流道分布及其喘振边界预测的单元体如图8所示。该三级压气机设计点增压比分别是1.65,1.63和1.61,三级总压比是6.33。应用全三维非定常黏性流场数值计算方法,获得该三级压气机相对转速0.5~1.05内的压气机特性如图9所示。如前所述,采用全三维非定常黏性流场数值计算时,该压气机特性图上转速线左上角最小流量点是三维流场计算过程中数值发散计算点,该点并不能真实表示压气机喘振点。

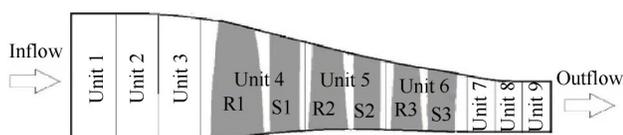


Fig. 8 Meridian channel and its unit calculation model of a three-stage compressor

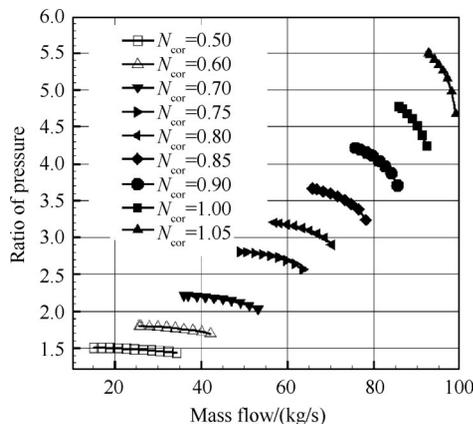


Fig. 9 Numerical results of the characteristics of a three-stage compressor based on full three-dimensional unsteady viscous method

3.2 无扩稳措施下多级压气机级特性和喘振边界计算结果

压气机级特性的计算分为右半支和左半支分别进行,右半支通常指压气机稳定工作状态下的级特性,而左半支通常表示压气机已进入失速状态。级特性的右半支(用流量系数与压升系数表示)应用全三维扩稳计算模型获得,而压气机级特性左半支则采用经典半经验模型进行计算,计算结果如图10(a)~(c)所示(图中仅给出级特性中的压升系数特性线)。在获得了压气机级特性以后,应用基于级特性的压气机一维稳定性模型,计算获得压气机在各转速下的喘振边界点,获得压气机喘振边界,计算结果如图10(d)所示。

3.3 微射流扩稳措施下多级压气机级特性和喘振边界计算结果

如图8所示,在三级压气机的各级进口施加微射

流,对于微射流扩稳措施下(3%射流流量)压气机级特性的计算仍然按照右半支和左半支分别进行,其中级特性的右半支(用流量系数与压升系数表示)应用考虑微射流扩稳措施的全三维扩稳计算模型获得,而压气机级特性左半支则采用经典半经验模型进行计算,计算结果如图 11 所示(图中仅给出级特性中的压升系数特性线)。

在获得了微射流扩稳措施下压气机级特性以后,应用基于级特性的压气机一维稳定性模型和计算程序,获得微射流扩稳措施下压气机在各转速下的喘振边界点。图 12 给出了第 1,2,3 级分别施加微射流扩稳后压气机喘振边界变化情况,可以看出,影响该 3 级压气机喘振边界最大的是第 3 级,第 3 级的扩稳可以明显改变喘振边界的影响。反之,第 1 级的

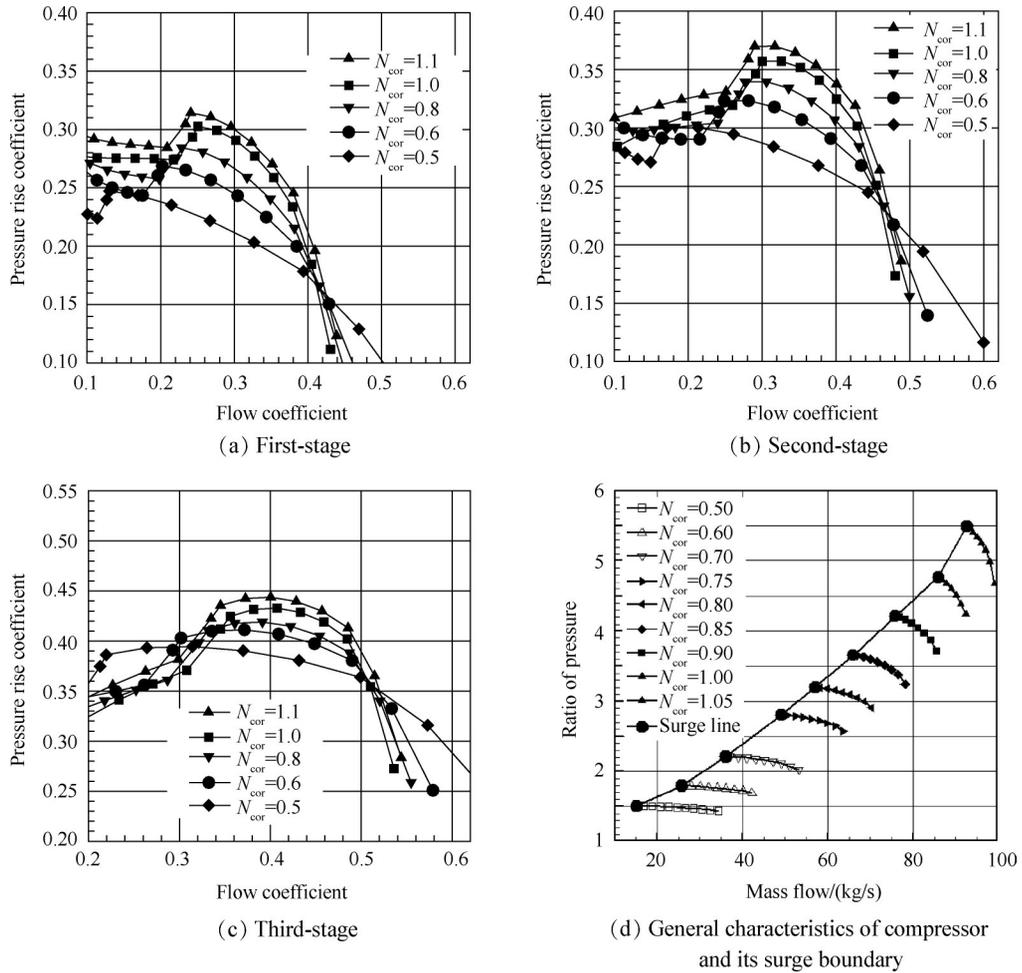


Fig. 10 Predictions of the stage characteristics, overall characteristics and surge boundary of a three-stage compressor without using stability expansion methods

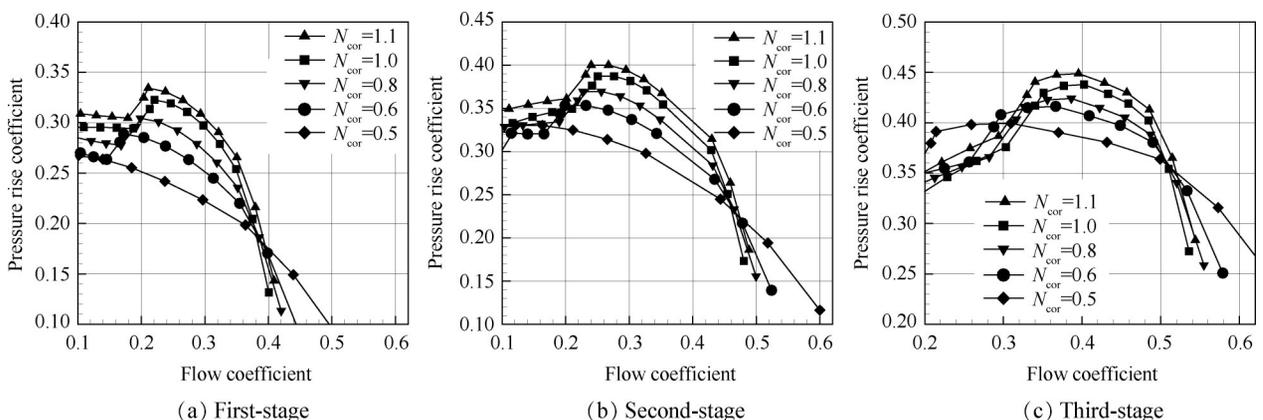
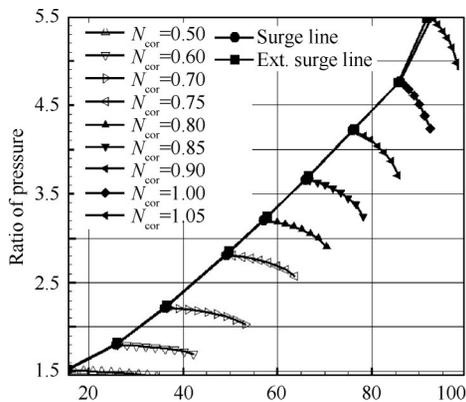
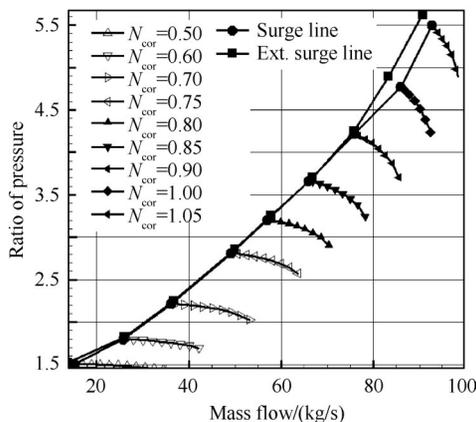


Fig. 11 Characteristics of pressure rise coefficient of a multi-stage compressor under the micro-jet (3% jet flow)

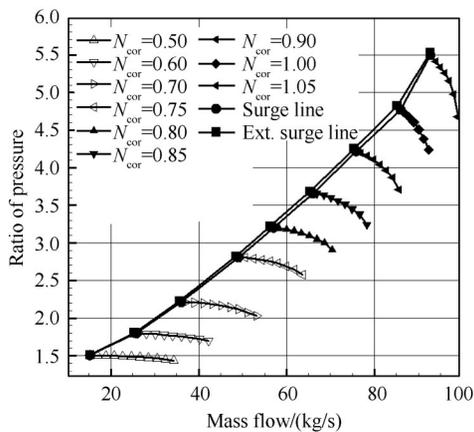
扩稳对整台压气机喘振边界的影响非常小,而第2级的扩稳仅对高转速下的压气机喘振边界具有一定的影响,而对低转速状态下喘振边界基本没有影响。



(a) First-stage



(b) Second-stage



(c) Third-stage

Fig. 12 Predictions of the surge boundary of a three-stage compressor under micro-jet

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)基于全三维非定常黏性流场数值模拟与半经验左半支级特性预测模型相结合,可以准确获得

用于压气机喘振边界预测的压气机级特性。数值计算结果表明,该计算方法具有良好的预测含左半支特性的压气机级特性,可作为多级压气机喘振边界分析的有效手段。

(2)数值计算结果表明,在压气机转子叶尖前缘的微射流,能够明显减小压气机级失稳点压气机级流量,提高压气机效率,提高压气机级的稳定裕度(失速的最小流量点减小)。研究发现,射流降低了压气机的总压升系数,降低叶尖的扩散因子。

(3)对某三级低压压气机稳定边界预测的结果表明,该压气机喘振边界对其第一级和第二级的级特性并不敏感,而对第三级的特性最为敏感,第三级的扩稳设计能够有效扩大整个压气机稳定性。

参考文献

- [1] 刘大响,叶培良,胡骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2004.
- [2] Day I J. Stall, Surge, and 75 Years of Research [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138: 1-16.
- [3] 孙晓峰,孙大坤. 高速叶轮机流动稳定性[M]. 北京:国防工业出版社, 2018.
- [4] Schobeiri M T, Attia M. Active Control of Compressor Instability and Surge by Stator Blades Adjustment [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(2): 312-317.
- [5] 熊劲松,侯安平,袁巍. 可调叶片的发展趋势及其气动问题的探讨[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(1): 112-116.
- [6] Shadaram A, Fathi A, Azizi R. Optimization of Variable Stator's Angle for off Design Compression Systems Using Streamline Curvature Method [R]. *ASME GT 2009-59772*.
- [7] Azimian A R, Elder R L, McKenzie A B. Application of Recess Vaned Casing Treatment to Axial Flow Fans [R]. *ASME GT-89-68*.
- [8] 卢新根,楚武利,朱俊强,等. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述[J]. *力学进展*, 2006, 36(2): 222-232.
- [9] Eveker K M, Gysling D L, Nett C N, et al. Integrated Control of Rotating Stall and Surge in High-Speed Multi-stage Compression Systems [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3): 440-445.
- [10] Yeung S, Wang Y, Murray R M. Bleed Valve Rate Requirements Evaluation in Rotating Stall Control on Axial Compressors [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(5): 781-791.
- [11] Day I J. Active Suppression of Rotating Stall and Surge in Axial Compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*,

- 1993, 115(1): 40-47.
- [12] Suder K L, Hathaway M D, Thorp S A, et al. Compressor Stability Enhancement Using Discrete Tip Injection [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(1): 14-23.
- [13] Horn W, Schmidt K J, Staudacher S. Effects of Compressor Tip Injection on Aircraft Engine Performance and Stability [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009(3): 1-9.
- [14] 孙晓峰, 何晨, 刘小华, 等. 航空压气机流动稳定性预测研究进展[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2172-2185. (SUN Xiao-feng, HE Chen, LIU Xiao-hua, et al. Research Progress in Prediction of Flow Instability of Aero-Compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2172-2185.)
- [15] Ross G, Seldner K. Multistage Compressor Simulation Applied to the Prediction of Axial Flow Instabilities [R]. *NASA TM X-1880*, 1969.
- [16] Melick H C. Analysis of Inlet Flow Distortion and Turbulence Effects on Compressor Stability [R]. *NASA CR-114577*, 1973.
- [17] Greitzer E M. Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressors-Part I: Theoretical Compression System Model[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1976, 98(2): 190-198.
- [18] Daniele C J, Blaha R J, Seldner K. Prediction of Axial-Flow Instabilities in a Turbojet Engine by Use of a Multistage Compressor Simulation on the Digital Computer [R]. *NASA TM X-3134*, 1975.
- [19] Davis M W. A Stage-by-Stage Dual-Spool Compression System Modeling Technique[R]. *ASME 82-GT-189*.
- [20] Hale A A, Davis M W, Kneile K R. Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC), Part I: Technical Approach and Steady Results[R]. *AIAA 94-0148*.
- [21] Hale A A, Chalk J C, Klepper J, et al. Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC), Part II: Multistage Compressors and Inlet Distortion [R]. *AIAA 99-3214*.
- [22] Hale A A, Brien W O. A Three-Dimensional Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC) for Steady-state Inlet Distortion [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120: 422-430.
- [23] Davis M W, Hale A A, Beale D. An Argument for Enhancement of the Current Inlet Distortion Ground Test Practice for Aircraft Gas Turbine Engines [R]. *ASME 2001-GT-0507*.
- [24] 唐狄毅, 李文兰, 丛孟滋. 多级轴流压气机稳定性的数字模拟[J]. 航空学报, 1980, 1(2): 52-61.
- [25] 黄知涛, 胡正峰, 乔渭阳, 等. 发动机压缩系统稳定工作边界的预测方法[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 51-54.
- [26] 乔渭阳, 蔡元虎, 陈玉春. 进气畸变对压缩系统稳定性影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 307-310. (QIAO Wei-yang, CAI Yuan-hu, CHEN Yu-chun. Effect of Pressure and Temperature Distortion Orientation on Turbine Engine Stability [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(4): 307-310.)
- [27] Davis M W, Hale A A, Beale D. An Argument for Enhancement of the Current Inlet Distortion Ground Test Practice for Aircraft Gas Turbine Engines [R]. *ASME 2001-GT-0507*.
- [28] Hale A, Davis M, Sirbaugh J. A Numerical Simulation Capability for Analysis of Aircraft Inlet-Engine Compatibility [R]. *ASME GT 2004-53473*.
- [29] Gong Y F, Tan C S, Gordon K A, et al. A Computational Model for Short-Wavelength Stall Inception and Development in Multistage Compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(4): 726-734.
- [30] Gong Y F. A Computational Model for Rotating Stall and Inlet Distortions in Multi-Stage Compressors [D]. *Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology*, 1999.
- [31] Xu L. Assessing Viscous Body Forces for Unsteady Calculations [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125: 425-432.
- [32] 许开富. 畸变进气下轴流压气机流动失稳数值研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- [33] Chima R V. A Three-Dimensional Unsteady CFD Model of Compressor Stability [R]. *NASA/TM-2006-214117*, 2006.
- [34] Chen J P, Michael D H, Gregory P H. Pre-Stall Behavior of a Transonic Axial Compressor Stage via Time-Accurate Numerical Simulation [R]. *ASME GT 2007-27926*.
- [35] Tu B F, Hu J, Zhao Y. 3D Unsteady Computation of Stall Inception in Axial Compressors [R]. *ASME GT 2010-22269*.
- [36] 时培杰. 基于叶尖射流的压气机气动扩稳数值及实验研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- [37] Greitzer E M, Strand T. Asymmetric Swirling Flow in Turbomachine Annuli [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1978, 100(4): 618-629.
- [38] Bloch G S. A Wide-Range Axial-Flow Compressor Stage Performance Model [R]. *AD A251937*, 1992.

(编辑:白鹭)