航空压气机流动稳定性预测研究进展*

孙晓峰,何晨,刘小华,马云飞,孙大坤

(北京航空航天大学 能源与动力学院,北京 100191)

摘 要:在航空压气机设计阶段,对其稳定裕度进行快速、准确评估,防患于未然,具有迫切需求和重要意义。首先评述了现有的压气机流动稳定性理论预测方法,并重点就近期发展起来的叶轮机流动稳定性通用理论做了系统的介绍。随后,汇总了叶轮机流动稳定性通用理论在亚声速、跨声速轴流压气机以及亚声速离心压气机等不同机型上的应用,从现有算例来看,该理论有能力对不同类型的压气机失速起始点做出准确的预测。进一步,综述了基于叶轮机流动稳定性通用理论所开展的针对压缩性、叶尖间隙以及三维叶片造型等因素的参数化研究工作。研究结果表明,该理论在定性层面上能够捕捉到这些因素的影响,然而,这些预测结果定量上尚未得到实验的验证,需要进一步开展相应的实验研究。目前,叶轮机流动稳定性通用理论只在单级或单转子压气机上得到应用,对于多级压气机,还需要在定常流场的计算方法、大规模矩阵特征值求解等方面开展更加深入的研究。

关键词:压气机;流动稳定性;压缩性;叶尖间隙;气动掠 中图分类号:V231.3 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2017)10-2172-14 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2017. 10.003

Research Progress in Prediction of Flow Instability of Aero-Compressor

SUN Xiao-feng, HE Chen, LIU Xiao-hua, MA Yun-fei, SUN Da-kun

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In the design phase of aero-compressor, it is urgent and significant to assess its stability margin rapidly and accurately. In this paper, the existing theoretical prediction methods of flow stability of compressors are reviewed, among them the recently developed general theory is systematically introduced. The general theory has been used in various kinds of compressors including subsonic/transonic axial compressor and subsonic centrifugal compressor, which shows that the theory is able to make accurate prediction of the stall inception point. Furthermore, a series of parametric studies with respect to the flow compressibility, tip clearance and blade geometry have been carried out, the results of these studies show that the general theory can capture the effects of these factors on the flow stability qualitatively. However, the accuracy of these parametric studies has not yet been verified by experiments. The corresponding experimental studies need to be conducted in the future. At present, the general theory has only been applied on isolated-rotor or single stage compressor, for multi-stage compressor, it is necessary to further study the calculation of steady flow and eigenvalues of large-scale matrix.

Key words: Compressor; Flow stability; Compressibility; Tip clearance; Aerodynamic sweep

* 收稿日期: 2017-05-15; 修订日期: 2017-06-09。

基金项目:国家自然科学基金项目(51236001;51576008;11661141020)。

作者简介:孙晓峰,男,博士,教授,研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: sunxf@buaa.edu.cn

通讯作者:孙大坤,男,博士,讲师,研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: sundk@buaa.edu.cn

1 引 言

1.1 研究背景

喘振和旋转失速是压气机内部两种典型的流动 失稳现象,前者表现为气流的大幅度、低频率一维轴 向震荡,后者则表现为失速团在叶片排内周向传播, 具有显著的三维特征^[1]。喘振或旋转失速的发生主 要有三个方面的危害:其一,压气机无法有效组织气 流实现增压,发动机推力迅速衰减或丧失;其二,叶 片将承受巨大交变应力,可能在短时间内断裂;其 三,高温气流发生倒流,烧蚀低温部件^[2]。正是由于 压气机流动失稳可能带来的灾难性后果,在航空发 动机实际运行过程中应尽最大可能避免喘振或旋转 失速的发生。为了确保航空发动机安全可靠地工 作,压气机必须具有足够的稳定工作范围,即压气机 的工作点与失稳边界之间留有足够的距离。对于军 用发动机,通常要求其压气机有 15%~25%的失速 裕度。

现代高性能涡轮风扇发动机设计正向着高推重 比、高效率、高可靠性的目标迈进。压气机作为航空 发动机的核心部件,其气动设计方法已由过去简单 的二维设计发展到当前以三维数值模拟为核心的三 维定常/非定常精细化设计,以期实现更高的级负荷、 级效率以及更宽广的稳定裕度[3]。随着级负荷等设 计指标的不断提高,压气机内部气流所承受的逆压 梯度越来越大,其流动稳定性问题也愈发突出。历 史上,由于失速裕度不足而导致高负荷压气机设计 失败的案例屡见不鲜。美国海军曾资助了前缘无后 掠的小展弦比高负荷转子的研究工作,并在此基础 上进行了"复合后掠"的改进设计,实验表明该压气 机失速裕度仅为0~6%[4~6]。另一个著名案例是,普 惠公司在研制 PW6000 的过程中,其压气机团队所设 计的压气机失速裕度几乎为零,根本无法工作,最终 不得不放弃该方案而选用 MTU 的设计方案,造成设 计成本和时间的巨大增加^[7]。

压气机设计周期长、投入成本高,这些由于失速 裕度不足而导致设计失败的案例教训惨痛,给压气 机设计师敲响了警钟。因此,在设计阶段对压气机 设计方案进行快速、可靠的流动稳定性理论预测,并 及时对设计方案作出调整,防患于未然,具有迫切需 求和重要意义。在过去半个多世纪里,围绕压气机 流动失稳边界预测,各国学者做了大量的研究工 作。这些工作大体上可以归为三类:依赖经验关系 的工程类方法、理论稳定性模型以及非定常数值 模拟。

1.2 工程类稳定性预测方法

直到目前为止,在压气机气动设计阶段,对失速 边界的预测主要还是依赖经验关系来确定。1953 年,Lieblein等^[8,9]提出了扩散因子(D因子)的概念, 其本质上反映了叶片吸力面(叶背)逆压梯度的大 小,而这正是影响吸力面附面层分离的重要参数。D 因子过大意味着叶背表面附面层容易分离,而压气 机流动失稳与叶片通道内的分离流动密切相关,所 以可以把它作为叶栅中判断失稳边界的近似准则。 该方法需要大量的实验数据作为基础,需要投入大 量的时间和经费,国外发动机公司已经积累了丰富 的数据,而国内尚缺乏这方面数据库的建设。

1981年,Koch^[10]提出将压气机叶片排增压过程 类比于二维扩压器的扩压过程。对于二维扩压器, 其扩压能力与无量纲通道扩压程度有关,同理,对于 压气机而言,其最大增压能力应由叶片几何以及来 流状态所决定。基于这一理解,Koch汇总并分析了 大量轴流压气机实验数据,关联得到了一组预测轴 流压气机失速点静压升能力与叶栅通道无量纲长度 的经验曲线。此外,Koch还考虑了叶栅通道几何、雷 诺数、叶尖间隙以及轴向间隙等因素对压气机失速 点静压升能力的影响,并给出了相应的修正系数曲 线。这些工程类的失速边界预测方法强烈依赖于已 有的经验数据库,没能充分考虑流动的三维性以及 叶片三维造型对裕度的影响,无法满足现阶段高负 荷压气机稳定性预测,尤其是对于具有强三维叶片 造型特征的风扇。

1.3 理论稳定性模型

为了从机理上认识压气机流动失稳过程,研究 人员提出了一系列理论模型,这些模型大体上可分 为两大类:基于小扰动理论的线性模型和基于压缩 系统动态过程的非线性模型。

线性模型以Emmons模型^[11]为代表,这类模型瞄 准的是失速起始点的预测,旨在给出清晰的失稳判 据。针对二维平面叶栅流动,Emmons假定流动无粘 不可压,流场速度可以分解为时均量和小扰动量,并 且时均速度和小扰动速度分别满足有势条件,从而 推导出小扰动速度势满足Laplace方程,并将方程的 解写成傅里叶级数的形式。进一步,Emmons定义了 有效流通面积α(流动面积/几何面积),并假定该物 理量是关于进口气流角正切值的线性函数。Emmons 引进了一阶延迟方程来刻画瞬时有效流通面积与稳 态有效流通面积之间的延迟效应。最终推导得到一 个一阶齐次常微分方程组,根据该方程组解的性态 推导出稳定性判据:当有效流通面积关于进口气流 角正切的导数大于某个临界值时,流动失稳。Emmons 模型不仅给出了清晰的失稳判据,也从理论上解释 了叶背流动分离导致旋转失速的内在物理机制。

在 Emmons 开创性工作的引领下, 一系列基于二 维不可压无粘假设的线性模型相继被提出[12,13]。这 些模型通常包含三个部分,分别为:进口段模型、出 口段模型以及叶片段模型。其中,非叶片段的理论 建模过程与 Emmons 模型差别不大, 一般归结为 Laplace方程,进出口边界条件设定为小扰动为零。对 于叶片段的处理,与Emmons模型重点关注流动自身 的堵塞作用不同,这些模型则通常把叶片排等效成 激盘或半激盘,即忽略叶栅内具体流动特征,而根据 压升系数-进气角关系^[12]或者总压损失系数-进气角 关系[13]对叶片作用进行刻画,从而对叶片排前后区 域进行匹配。后来, Bonnaure^[14]在前人的研究基础 上,进一步发展了二维可压缩流动稳定性模型,该模 型首次包含了涡波与熵波的影响。由于二维模型无 法包含径向非均匀性,通常只在大轮毂比假设下才 成立,也无法考虑机匣处理、流道收缩等因素的影 响,因而在实际应用中具有很大的局限性。

为了从理论上研究三维效应以及机匣处理对压 气机流动稳定性的影响,孙晓峰等^[15]从线化 Euler方 程出发,综合考虑声波、涡波和熵波,并以壁面声阻 抗的形式包含机匣处理对系统稳定性的影响,发展 了三维可压缩压气机流动稳定性理论模型。于巍巍 等^[16]进一步在该模型中引入激波匹配关系,发展了 跨声风扇/压气机稳定性预测与扩稳理论模型。在该 理论模型的指导下,孙大坤等^[17,18]提出并设计了失速 先兆抑制型(SPS)机匣处理,并在亚声速、跨声速压 气机上开展了系统的实验研究工作,均取得了显著 的扩稳效果。最近,程凡解等^[19]将原有的模型进一 步发展到多级压气机系统,并对NASA两级压气机的 失速裕度进行理论计算,计算结果与实验吻合较好。

非线性模型则以 Greitzer 模型^[20]以及 Moore-Greitzer 模型^[21]为代表,该类模型主要关注流动失稳发生 后压缩系统的动态演化过程。Greitzer将轴流压缩系 统类比于经典的质量-弹簧-阻尼系统,将压缩系统 简化为进气管道、压缩部件、容腔以及节流阀依次串 联的一维模型,发展了一个预测最初处于稳态状态 的压缩系统在受到外界扰动后的瞬态响应过程的非 线性理论模型。该模型给出了一个重要的无量纲参 数*B*,*B*参数是容腔体积、流道面积以及管道长度等

参数的组合,B参数在不同范围内取值决定了压缩系 统失稳的三种不同形式:旋转失速、经典喘振和深度 喘振。后来, Moore和 Greitzer^[22]在各自模型的基础 上,合作提出了Moore-Greitzer模型。与Greitzer模型 只考虑轴向方向一个维度不同, Moore-Greitzer模型 将叶片排简化成二维平面叶栅,从而可以更好地刻 画以周向方向扰动为特征的旋转失速现象。Moore-Greitzer模型从理论上预测了二维周向大尺度旋转扰 动波的存在。Ffowcs Williams在研究 Moore-Greitzer 模型后指出,既然压气机流动失稳由初始小扰动波 发展而来,那么就可以通过抑制该扰动波来实现压 气机扩稳。基于这一想法,MIT和剑桥的研究团队先 后分别在轴流压气机、离心压气机上通过主动控制 的手段抑制了失速先兆波,从而实现失速裕度的拓 宽^[23,24]。这一成果也直接促使 McDougall^[25]以及 Garnier等^[2]在实验中通过精细测量与分析证实了失速 先兆波。从此,叶轮机流动稳定性领域兴起了失速 先兆波以及主动控制的研究热潮。事实上,这些研 究也是"智能发动机"概念[26]的重要组成部分。

前面所综述的稳定性理论模型具有物理概念清 晰、计算速度快等优点,对加深物理理解以及对压气 机作初步的稳定性评估具有重要意义。然而,由于 理论模型建模过程包含着很多大刀阔斧的简化,比 如,流动被简化成无粘、无旋、不可压,管道被简化成 平直管道,叶片排被简化成激盘/半激盘等,不难看 出,这些模型难以与现阶段高负荷精细化的设计相 匹配,换言之,很难充分捕捉到由叶片几何造型以及 复杂三维流动等因素对流动稳定性的影响。

1.4 非定常数值模拟

随着计算机技术和计算流体力学(CFD)学科飞 速发展,越来越多的研究人员通过数值计算方法模 拟和预测旋转失速起始、发展过程。这类方法一般 是将压气机流动稳定性问题作为一个初边值的数学 问题,直接求解欧拉方程或者 Navier-Stokes 方程组 来获得失速演化过程的相关信息。

Gong 等^[27]发展了一个三维不可压旋转失速模型,该模型采用了一种分布式的体积力来代替叶片, 通过体积力建模将体积力表达成当地流动参数的函数,从而避免刻画叶片表面边界层流动。他采用进口加入力扰动的方式来触发失速发生,不同扰动加入的位置、强度而得到的失稳边界和失稳扰动类型结果存在差异。类似地,Chima^[28]借鉴通流计算中的体积力模型,提出了一种模拟旋转失速演化过程的三维可压缩非定常数值模型。

为了更精确地反映流场内的物理画面,包含更 多的流动细节,叶片造型和粘性的影响就要在计算 模型中得到考虑,因此求解非定常雷诺平均N-S方 程的方法开始被引入到压气机稳定性研究中来。 Hoying 等^[29]发展了一个求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程的三维稳定性模型,通过对孤立转子八叶片通 道和单通道进行数值模拟,研究分析了叶片通道内 的流动结构对失速过程的影响,指出了叶尖泄漏涡 向压气机前缘推移是 Spike 型扰动发展的物理机 制。He^[30]提出了一个可压缩准三维数值稳定性模型 来模拟孤立叶栅和级的失速过程。他采用逐步提高 出口流场背压的方式来逼近失速,但是从结果中发 现失速过程中扰动的特性与实验中发现的特征不相 吻合,于是采取了在转子进口给总压施加一个正弦 扰动波,结果发现得到的失速信号与实验观察到的 特征相一致的结果。Vo等^[31]在其数值模拟工作中指 出,Spike型失速与叶尖区域的流动有着密切的关系, 随着流量的减小,叶尖的间隙流动与主流之间相互 作用的区域会向着叶片前缘移动,当这个区域向前 移动至前缘处的时候,压气机会随之进入失速状态; 另外一个判断失速的准则是当叶片尾缘处的流动流 入相邻的叶片通道时会诱发失速现象,这两种现象 中的任何一种首先达到都会使压气机内的流场进入 不稳定状态,而抑制失速发展的手段也要从这两个 方面着手。

2008年, Chen等^[32]用高性能并行 CFD 方法模拟 跨声速转子 NASA35 失速前流动,在全环面网格上模 拟三维粘性非定常叶排流动相互作用。他们在数值 计算中,采用了一个保证质量和动量守恒的叶尖间 隙模型。虽然最终泄漏涡发展的物理细节没有被捕 获,但他们认为这个间隙模型足够预测泄漏涡长度、 尺度、方向的一阶效果。这个数值模拟中没有加入 人为的进口畸变扰动,最终也验证了扰动逐渐发展 为失速的过程:起初是一个一阶模态扰动,之后随着 叶尖泄漏流的轨迹与轴向垂直,出现了 Spike 扰动。 数值模拟结果还显示了随着失速的发生,激波的结 构变化。在计算资源消耗方面:在328个CPU计算一 个转子循环需要24h,而计算同一条速度线上的6个 工作点共花费约50万CPU小时。随后,Chen等^[33]继 续求解非定常 RANS 方程,模拟轴流压气机的失速过 程,特别是附加了叶尖喷流的扩稳机制问题,对比了 加入喷流之后的失稳过程。在他们的 328 个 CPU 并 行算例中,计算耗时10~30d。

不可否认,非定常数值模拟能够较好地捕捉到

了压气机失稳过程中的非定常流动细节。然而,在 实际应用过程中,究竟应该如何引入初始扰动、如何 设定初始流场以及如何准确模拟节流阀的工作状态 等问题都没有明确的答案。目前,研究人员还大多 采用"试错"的方法进行模拟,加之非定常模拟本身 非常耗时,因而造成了大量计算资源和计算时间的 消耗,这极大地限制了该方法在工程实践中的应用。

1.5 叶轮机流动稳定性通用理论

考虑到稳定性理论模型和非定常数值模拟这两种方法各自的局限性,Gordon^[34]率先开展了数值稳定 性预测方法的尝试,在流动不可压、无粘以及叶片无 穷多假设下,以叶片力的形式刻画叶片的作用,提出 了一个三维数值稳定性模型。该模型属于线性稳定 性范畴,最终将压气机流动稳定性问题归结为特征 值问题,根据特征值虚部的正负来判断流动系统的 稳定性。该模型稳定性判据清晰,综合包含了叶片 几何造型、子午流面上的非均匀性等因素的影响。 然而,由于该模型无法包含流动压缩性且无法摆脱 叶片无穷多假定,加之叶片力建模简化程度较大,因 而其预测精度和适用范围受限。

孙晓峰等^[35]基于浸入式边界理论以及全局稳定 性分析思想,提出了叶轮机流动稳定性通用理论。 相比前人的工作,叶轮机通用稳定性理论的亮点在 于:由于浸入式边界理论的引入,用分布式力源来刻 画叶片对流场的作用,这种方式既可以严格考虑了 叶片非定常载荷,也可以回避生成复杂的贴体网 格。此外,由于背景流场是通过成熟的三维定常 CFD程序计算得到的,因而可以完整地包含复杂三 维流场细节。在具体应用中,该理论可以针对不同 层次的需求做不同程度的简化。

本文将重点综述基于叶轮机流动稳定性通用理 论所发展的航空压气机流动稳定性预测方法的研究 进展。首先,阐述稳定性通用理论的基本思想;其 次,概述体积力模型的建模思路及发展;然后,介绍 稳定性通用理论在轴流/离心压气机稳定性预测中的 具体应用,以及关于流动压缩性、叶尖间隙、叶片弯 掠造型等因素对压气机失速裕度影响的研究成果; 最后,指出稳定性通用理论在实际应用中存在的问 题与今后改进的方向。

2 叶轮机流动稳定性通用理论的基本思想

喘振、旋转失速是风扇/压气机中典型的流动失 稳现象,属于流动稳定性研究范畴。在过去一个多 世纪里,流动稳定性一直是基础流体力学的中心问 题之一,其关注点主要是层流到湍流的转捩问题。 所谓流动稳定性问题,不论是层流转捩还是风扇/压 气机流动失稳,就是要研究流动系统对于作用于它 的扰动如何响应:如果该扰动逐渐减弱并且最后消 失,整个流动恢复到受扰动之前的状态,则流动是稳 定的;相反,如果该扰动逐渐增长,流动不能恢复到 扰动之前的状态,则流动是不稳定的^[36]。

从这个意义上讲,流动稳定性研究在数学上可 以归结为求解关于扰动量的偏微分方程(以下简称 为扰动方程)。通过求解扰动方程得到扰动场的完 整演化过程,进而判断流动系统的稳定性,这是流动 稳定性研究的基本方法。然而,由于扰动方程是复 杂的偏微分方程,一般只能通过数值方法求解,相对 比较复杂也非常耗时。考虑到研究流动稳定性问题 最重要的目的往往是确定系统何时发生不稳定现 象,例如,对于层流转捩问题是确定临界雷诺数,而 对于风扇/压气机流动稳定问题则是确定失速起始 点。对于系统失稳起始位置预测问题,可以在线性 范畴内研究。在小扰动假设下,忽略高阶小量,从而 得到线性小扰动方程。进一步,通过对小扰动量作 正则展开,将线性小扰动方程转化为特征值方程。

在20世纪初,为了研究平行剪切流的转捩问题, 基于小扰动假设并对小扰动量作正则展开,爱尔兰 数学家 Orr 和德国物理学家 Sommerfeld分别独立推 导出了著名的 Orr-Sommerfeld方程,结合齐次边界条 件,流动稳定性问题归结为特征值问题。通过求解 特征值方程求得特征值,再根据特征值的正负号来 判断初始扰动是放大还是衰减,从而判断流动是稳 定还是不稳定。尽管后来的研究表明,通过 Orr-Sommerfeld方程求解得到的临界雷诺数与实验结果 存在较大偏差,实际上,平行剪切流的转捩除了受 Orr-Sommerfeld方程的控制,还受到瞬态增长、非线 性等复杂因素的影响,然而,由 Orr-Sommerfeld方程 所开创的经典研究范式,却对流动稳定性研究产生 了深远影响^[36,37]。

线性稳定性理论在各种流动稳定性问题研究中 扮演着重要的角色。早期的流动稳定性分析对象一 般是平行剪切流或近似平行剪切流,基本流只在法 向存在速度型,而沿展向及流向是均匀的,如图1所 示。对于这种只存在单个方向非均匀性的基本流的 稳定性分析称为局部稳定性分析。然而,真实的流 动往往包含多个方向的非均匀性。依靠不断进步的 计算机技术以及日趋成熟的数值方法,流动稳定性 的研究对象已经扩展到包含多个方向非均匀性的基 本流,这种稳定性分析称为全局稳定性分析^[38~40]。 当前,全局稳定性分析方法在圆柱绕流^[41]、机翼抖振^[42] 以及燃烧稳定性^[43]等问题中得到了应用。风扇/压气 机内部几何复杂,其内部流动势必包含多个方向的 非均匀性。因此,应该采用全局稳定性分析方法对 其进行流动稳定性分析。



风扇/压气机作为热力机械,气流流过叶片形成 绕流,从而对叶片产生升力和阻力,反过来,叶片排 会对流体做功。与Orr-Sommerfeld方程所刻画的平 行剪切流转捩问题不同,平行剪切流的稳定性主要 受速度型及雷诺数的控制,而风扇/压气机流动稳定 性除了受复杂基本流的影响,还受到叶片力的作 用。传统的数值模拟通常以贴体网格及无滑移或无 穿透边界条件的方式来刻画叶片对流场的作用。为 了回避生成贴体网格的困难,Peskin^[44]提出了浸入式 边界方法并成功地实现了心脏瓣膜的动边界与血液 相互作用的数值模拟。浸入式边界方法是建立在 Sirovich^[45]关于浸入在流体中的物面可以用分布的力 源项来代替的严格证明的基础上的。受浸入式边界 方法思想的启发,用分布的力源项来刻画叶片的作 用,这样风扇/压气机内部流动可由带力源项的Navier-Stokes方程来刻画。

对于大部分流动稳定性问题而言,扰动总是经 历由小到大的发展过程。在风扇/压气机截流实验中 发现了以模态波^[2,25]和突尖波^[46]为代表的多种失速 先兆波。但是,不论是哪种类型的失速先兆波,都会 经历从线性到非线性的演化过程。尽管突尖波的发 生和快速的非线性演化途径引起了重点关注,人们 发现突尖波最初还是起源于微小扰动,称为"胚胎型 突尖波"^[47]。因此,采用线性稳定性理论有望对风扇/ 压气机失速起始点进行预测。

3 叶轮机流动稳定性通用理论的建立

本节将在上一小节所阐述基本思想的基础上, 介绍孙晓峰等^[35]建立的叶轮机流动稳定性通用理 论。根据浸入式边界理论,叶轮机叶片用分布的力 源项来代替,从而,叶轮机内部流动由带力源项的 Navier-Stokes 方程来刻画,即

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \tag{1}$$

动量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) = \nabla \cdot \Pi + \rho F$$
(2)

能量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e u) = \nabla \cdot (\Pi \cdot u) + \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \rho W_{\rm F} \qquad (3)$$

在理想气体假设下,工质满足理想气体状态方 程 $p = \rho R_s T$,内能为 $e = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} |u|^2$ 。二阶应力张 量可以表达为 $\Pi = \mu [\nabla u + (\nabla u)] - (p + \frac{2}{3}\mu \nabla \cdot u)I$ 。式中, F 代表叶片单位质量的力, W_F 表示叶片力做功,其 具体建模过程将在下一小节进行概述。叶片力反映 了叶片和流场的相互作用,因而,叶片力是当地流场 参数的函数。

基于小扰动假设,把原始三维非定常流动分解 成定常基本流和非定常小扰动之和

$$\begin{cases} \rho = \bar{\rho} + \rho' \\ u = \bar{u} + u' \\ v = \bar{v} + v' \\ w = \bar{w} + w' \\ p = \bar{p} + p' \end{cases}$$
(4)

根据多元函数泰勒展开,叶片力可以线化为

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{\bar{F}} + \frac{\partial \boldsymbol{\bar{F}}}{\partial \bar{\rho}} \boldsymbol{\rho}' + \frac{\partial \boldsymbol{\bar{F}}}{\partial \bar{u}} \boldsymbol{u}' + \frac{\partial \boldsymbol{\bar{F}}}{\partial \bar{v}} \boldsymbol{v}' + \frac{\partial \boldsymbol{\bar{F}}}{\partial \bar{w}} \boldsymbol{w}' + \frac{\partial \boldsymbol{\bar{F}}}{\partial \bar{p}} \boldsymbol{p}' \qquad (5)$$

将式(4),(5)代入式(1)~(3),减掉基本流所满 足的零阶方程并且忽略高阶无穷小量,则可得到线 化形式的 Navier-Stokes 方程。将线化 Navier-Stokes 方程在圆柱坐标系下展开,可得

$$\left(A\frac{\partial}{\partial t} + B\frac{\partial}{\partial r} + C\frac{\partial}{r\partial\theta} + E\frac{\partial}{\partial z} + G\frac{\partial^2}{\partial r^2} + H\frac{\partial^2}{r^2\partial\theta^2} + M\frac{\partial^2}{r^2\partial\theta^2} + M\frac{\partial^2}{r\partial\theta\partial\theta} + Q\frac{\partial^2}{r\partial\theta\partial z} + R\frac{\partial^2}{\partial z\partial r} + S\right)\Phi = 0$$
(6)

式中 $\Phi = (\rho', u', v', w', p')^{T}$,而A, B, C, E, G, H, M, N, Q, R以及S是由基本流所确定的系数矩阵。

一般地,叶轮机内部基本流在径向、周向以及轴 向都是非均匀的,由于假定基本流是定常的,因此, 只能对小扰动量作关于时间的正则展开,即

$$\begin{cases} \rho' = \tilde{\rho}(r, \theta, z) e^{-i\omega t} \\ u' = \tilde{u}(r, \theta, z) e^{-i\omega t} \\ v' = \tilde{v}(r, \theta, z) e^{-i\omega t} \\ w' = \tilde{v}(r, \theta, z) e^{-i\omega t} \\ p' = \tilde{\rho}(r, \theta, z) e^{-i\omega t} \end{cases}$$
(7)

将式(7)代入到式(6),可以得到以复频率ω为

特征值的特征值方程

$$L(\omega)\tilde{\boldsymbol{\Phi}}=0\tag{8}$$

式中 $\tilde{\boldsymbol{\Phi}} = (\tilde{\rho}, \tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{p})^{\mathrm{T}}, L(\boldsymbol{\omega})$ 为关于频率 $\boldsymbol{\omega}$ 的 线性微分算子。

根据齐次线性偏微分方程理论,式要有非零解, 则必须满足

$$\det[L(\omega)] = 0 \tag{9}$$

通过求解式(9)即可得到复频率 $\omega = \omega_r + i\omega_i$,复 频率的实部 ω_r 表征失速先兆波的频率,而复频率的 虚部 ω_i 则表征小扰动的演化趋势: ω_i 为正,则扰动 随时间放大,系统不稳定; ω_i 为负,则扰动随时间衰 减,系统稳定。

为了体现失速先兆波的物理特征,本文将求得的特征频率实部和虚部分别进行无量纲化,即定义相对速度(*RS*=Relative Speed)和衰减因子(*DF*=Damping Factor),分别代表扰动相对压气机的周向传播速度和扰动随时间的衰减速度。

$$RS = \frac{\omega_r}{2m\pi f} \tag{10}$$

$$DF = \frac{r_{\rm T}\omega_{\rm i}}{mU_{\rm o}} \tag{11}$$

式中 f 为转子转动频率, r_T 为转子前缘叶尖处 半径, m 为周向模态数, U₀ 为转子进口远前方轴向 来流速度。

4 基于叶轮机流动稳定性通用理论的简化模型

上一节系统地介绍了叶轮机内部流动通用稳定 性理论的建立过程,该理论为叶轮机内部流动失稳 起始点预测提供了清晰的求解思路。然而,考虑到 叶片力建模以及求解特征方程的复杂性,根据实际 工程的要求以及当前的计算能力、设计体系,需要对 稳定性理论进行简化,得到不同层次的简化模型。 简化方式大体上可以分为两大类:一类是对流动性 质的简化,比如,假定基本流无粘、无旋、不可压缩 等;另一类是对基本流作降维处理,比如,假定基本 流轴对称、展向均匀等。一般而言,基本流的简化程 度直接决定了流动稳定性预测方法的计算复杂性, 当然,也决定了该预测方法的精确性。因此,在进行 风扇/压气机流动稳定性评估时,要根据具体需求及 现有条件进行权衡。

图 2 给出了通用稳定性理论的若干种简化形式。当流动马赫数较低时,压缩性对于流动本身影响不大,可以将流动主控方程简化为三维不可压缩 Navier-Stokes方程组;对于周向非均匀性较小的情 况,可以将基本流简化为子午流面内的平均流动;当 径向方向流动可以忽略时,研究 S1流面内流动便能 抓住问题的本质和关键;为了进一步简化计算量,也 可以对准二维流线进行稳定性分析。这些简化方式 要根据实际问题的需要而进行适当选择。



Fig. 2 Simplified prediction models based on the general theory

5 叶片力模型

从 Marble^[48]、吴仲华^[49]关于叶片力思想提出到当前叶片力模型在叶轮机稳定性研究领域的应用,叶 片力理论模型已经经历了将近七十年的发展历程。 不论是利用轴对称模型或周向平均方法进行叶轮机 通流计算,还是进行叶轮机内部流场稳定性分析,都 需要对代替叶片作用的叶片力进行建模,叶片力模 型构造得是否合理将直接影响到最终结果是否符合 物理实际。在过去半个世纪里,学者们从各自的研 究需求出发,在叶片力理论与建模方面做了一系列 的工作,对叶片力的来源及建模方式有不同的见解 与做法。

在叶轮机早期研究中,通常假定流动轴对称及 无粘,这就无法解释气流的偏转以及损失产生的机 制,因而在理论上创造性地引入叶片力的概念,其中 最著名的当属 Marble 的叶片力模型。他把叶片力根 据作用效果区分成两部分:一部分是驱动气流发生 偏转的转折力,这部分力垂直于叶片表面;另一部分 是产生损失的损失力,这部分力与叶片表面相切,可 以与气流熵增进行关联。Gordon^[34]在研究压气机流 动稳定性时也提出了与 Marble 相类似的叶片力模 型,区别在于由于他研究的是不可压缩流动,他把损 失力与气流转总压亏损进行的关联。与Gordon在同 一时期,Gong^[27]在进行多级压气机三维非线性失稳 数值模拟时,为了降低计算量简化计算模型,引入了 叶片力模型,从而回避了用贴体网格来刻画叶片复 杂几何。与前两者不同,他把叶片力划分成两部分: 一部分用于迫使气流转折,另一部分用于产生压 升。最近,Chima^[50]完全采用Marble的叶片力模型, 发展了一套用于压气机稳定性三维非定常数值模拟 的计算模型,该模型成功捕捉到了NASA Stage 35失 速团发展的演化过程。

实际上,除了前面所述的带有一定主观性的叶 片力引入及建模方式,叶片力也可以通过对 Navier-Stokes 方程或 Euler 方程做降阶处理, 经过严格的数 学推导得到。在20世纪50年代,吴仲华教授^[49]提出 了三元流动理论,该理论将叶轮机内部三维流场分 解成由S1流面及S2流面流动的叠加,并推导了著名 的S2流面方程。在该方程中,存在一个关于压力的 周向梯度项,吴仲华把该梯度项用F来表达,这个F 即可理解成是作用在S2流面上的叶片力。实际上, 通过对比S2流面方程与Marble基于轴对称假设推导 出的方程可以看出,S2流面方程中的F与 Marble的 转折力实质上是等价的,现在有些文献中把这部分 叶片力称为无粘叶片力。1985年, Jennions IK和 Stow P^[51]提出了严格的叶片通道密度加权平均技术, 并基于该技术从三维 Navier-Stokes 方程出发推导出 了通道平均通流方程。通道平均通流方程与直接基 于轴对称假设简化得到的方程相比多出来的项,即 可认为是叶片力力源项。根据是否与粘性相关,这 些力源项可以进一步区分为:粘性叶片力项、无粘叶 片力项以及由周向非均匀性带来的掺混项。需要指 出的是,当已知三维流场时,完全可以将三维流场信 息代入到通道平均通流方程中,计算出叶片力的具 体数值。

上述两种叶片力的引入方式及理解本质上都需 要对叶轮机内部真实三维流场做降维处理或假设。 Sirovich在文献[45]中严格证明了浸入到流体中的物 面对流体的作用可以用分布式力源严格替代,Peskin^[44] 正是基于这一理论提出了浸入式边界方法,并成功 模拟了心脏瓣膜的动边界一血液相互作用的流场。 因此,叶片对气流的作用力也可以基于浸入式边界 的思想来理解。从这个角度,叶片力的引入无需引 入任何假定,叶轮机流动稳定性通用理论正是基于 这个理解提出的。在利用浸入式边界方法进行数值 模拟时,通常可以通过强制物面附近流动满足无滑 移或无穿透边界条件的方式来确定体积力的大小。 对于流动稳定性问题而言,目标是要将该问题转化 成特征值问题,因而,必须建立叶片力与流动参数之 间的解析关系,只有这样,才能在数学上将原本带源 项的非齐次方程转变成齐次方程。

尽管根据 Sirovich 的理论可以将叶片对流场的 作用替换成分布式力源,但是如何构造出合理的力 源项是一个巨大的挑战。在现阶段,为了建立叶片 力与当地流场之间的解析关系,仍然需要退回到降 维意义下去理解叶片力,发展适用于流动稳定性预 测的叶片力模型。刘小华^[52,53]和马云飞^[54,55]分别提 出了适用于轴流压气机和离心压气机流动稳定性预 测的叶片力模型。由于现阶段利用定常 CFD 进行叶 轮机内部流动模拟已经比较成熟,因此,叶片力模型 中的一些比例系数可根据定常数值模拟的结果来反 算,从而,摆脱一些经验参数及经验公式的限制。

6 叶轮机流动稳定性通用理论的应用

叶轮机流动稳定性通用理论的核心目标在于预 测压气机失稳起始点。对于任何压气机稳定性评估 方法,准确可靠的压气机部件等转速特性或者不同 节流状态对应的定常流场是作出合理的稳定性评估 的必要输入。这里所谓准确可靠的压气机特性或定 常流场并不是指实验结果,否则也就失去了稳定性 理论预测的意义。在现阶段,完全可以通过通流计 算或者定常数值模拟的方式来得到给定压气机的特 性或者定常流场。当然,通流计算或者定常数值模 拟本身也无法完全保证其计算结果完全准确。在压 气机设计阶段,由于没有试验结果可以参照,通流计 算或者定常数值模拟结果的可靠性无法准确评估, 这就需要凭借设计师的个人经验、网格无关性检查 甚至是不同软件、不同湍流模型计算结果之间的相 互对比、印证来尽可能地确保通流计算或者定常数 值模拟结果的可靠性。

为了校核验证所发展的理论模型以及相应数值 求解方法的准确性,刘小华等^[35,52,53]针对亚声速、跨 声速轴流压气机做了等转速节流过程失稳起始点预 测,预测失稳起始点与实验结果吻合较好,充分说明 预测方法的可靠性。马云飞^[54,55]则针对NASA的大 尺寸低速离心压气机做了稳定性理论计算。表1汇 总了不同压气机的预测结果与实验结果的对比。

在充分验证理论模型预测准确性的基础之上, 刘小华、何晨等还就流动的压缩性^[52]、叶尖间隙^[53]以 及三维叶片造型^[56]对压气机稳定性的影响作了专题 研究。

6.1 压缩性对稳定裕度预测的影响

为了简化稳定性模型、便于解析求解,传统的稳 定性理论模型大都是基于流动不可压假设建立的。 对于低速压气机,相对马赫数小于0.3,流动的压缩性 不明显,流动不可压假设对稳定性预测影响较弱。 然而,对于现代高速压气机,流动速度大,流动的可 压缩性明显。刘小华等[52]开展了流动压缩性对压气 机稳定性预测结果的影响。他选取 NASA Rotor 37 作为研究对象,对60%以及100%设计转速下Rotor 37的失速起始点分别采用可压缩模型和不可压缩模 型进行理论计算。图3给出了Rotor 37在60%设计转 速下,采用可压缩模型和不可压缩模型得到的系统 特征频率的虚部,即衰减因子(Damping Factor)随着 节流过程的演化。可以看出,可压缩模型与不可压 缩模型的计算结果差别并不大,所预测的失稳起始 点流量差别仅为1.3%,这表明,在该转速下,是否考 虑流动压缩性对预测结果影响较小。这也说明了不 可压缩模型已经把握到主要矛盾。

图 4 给出了 Rotor 37 在设计转速下,采用可压缩 模型和不可压缩模型得到的系统特征频率的虚部随

Table 1 Comparison of the predicted and experimental mass flow rate at stall inception point for differ	nt compressor
---	---------------

Compressor	(Rotating speed/ design speed)/%	Predicted mass flow rate/(kg/s)	Experimental mass flow rate/(kg/s)	Relative error/%
Low-speed Compressor of CAS IET	100	2.309	2.324	0.65
NASA Rotor 37	60	10.75	10.567	1.73
NASA Rotor 37	100	19.37	19.40	0.15
NASA Stage 35	85	15.75	15.61	0.90
NASA Stage 35	100	18.80	18.75	0.03
NASA LSCC	100	15.7	15.0	4.67

着节流过程的演化。可以看出,是否考虑压缩性对 预测结果有本质的区别:随着流量的减小,可压模型 计算的特征频率虚部逐渐变大,并在大约19.40kg/s 流量点位置由负变正,该流量点失稳起始点流量,这 与实验测量结果非常吻合;而不可压模型计算的特 征频率虚部虽然也逐渐变大,表明系统在向不稳定 方向发展,然而,特征频率虚部一直为负,并没有发 生质的改变,即系统始终是稳定的,这显然不符合实 际情况。从这个例子可以看出,对于跨声速压气机, 是否在稳定性模型中考虑压缩性对稳定性预测结果 至关重要。



Fig. 3 Computed damping factor of Rotor 37 at 60% design rotational speed^[52]



Fig. 4 Computed damping factor of Rotor 37 at 100% design rotational speed^[52]

6.2 叶尖间隙对稳定裕度的影响

在叶尖间隙附近,由于叶片压力面压力高于吸 力面,在压力差的驱动下会形成由压力面到吸力面 的叶尖泄漏流,加之与壁面边界层、叶片表面边界 层、通道二次流、通道激波(对跨声压气机而言)以及 主流流动之间相互作用,导致叶尖区域流动形态极 其复杂。叶尖间隙对压气机压比、效率以及稳定裕 度都会产生至关重要的影响。通过精细的实验测量 和数值模拟等手段,研究人员对叶尖流场结构进行 了细致的研究,揭示了叶尖区域细微的流动结构,分 析了这些细微结构对压气机性能所产生的影响,并 总结出了相应的经验关系式。Smith和Cumpsty^[57]通 过对一台低速压气机进行实验研究后发现,当叶尖间 隙增加叶片弦长的5%,其峰值压比会下降23%,而失 速点的质量流量增大15%。可见叶尖间隙的增大对 于压气机性能及稳定裕度的衰退影响是非常显著的。

过去往往依靠实验测量的方式来评估叶尖间隙 对压气机稳定裕度的影响,刘小华等^[49]以叶片力修 正的方式来考虑叶尖间隙,从而建立了包含叶尖间 隙影响的压气机流动稳定性模型。考虑到由于叶尖 间隙的存在,叶尖附件区域流动损失增加,叶片的加 功能力减弱。基于上述理解,Kerner对靠近叶尖区域 的叶片力乘上一个小于1的修正系数,从而间接考虑 叶尖间隙的影响。通过非定常数值模拟的手段, Kerner证实了:当叶尖间隙增大,压气机的稳定裕度 减小。

为了在子午面模型中包含叶尖间隙的影响,刘 小华等借鉴 Kerner 的处理方式,对靠近叶尖区域的 叶片力乘上一个小于1的修正系数

$$f_{\rm tc} = \delta \times f_{\rm tip} \tag{12}$$

式中δ为修正系数,取值范围为[0,1],而 f_{ip}为不 考虑叶尖间隙时的叶片力, f_{ic}为考虑叶尖间隙时的 叶片力。

图 5 给出了 Rotor 37 在不同叶尖间隙情况下的 失稳起始点预测结果。其中,用于稳定性计算的定 常流场是基于不同叶尖间隙计算得到的,而在稳定 性模型中,叶尖间隙通过修正叶片力的方式考虑。 图 5 表明,当叶尖间隙增大时,该压气机的失稳起始 点流量增大,即稳定工作范围减小,这与实验测量结 果在趋势上是吻合的。这就表明,所发展的稳定性 模型及以修正叶片力方式来考虑叶尖间隙的影响在 一定程度上是可行的。但是,其预测精度如何,则需 要通过精细的实验测量予以确认。



Fig. 5 Computed damping factor of Rotor 37 with 1.0 and 2.0 times design tip at 100% design speed^[53]

6.3 三维叶片造型对稳定裕度的影响

为了研究掠对稳定裕度的影响,首要的任务是 建立一系列具有可比性的掠叶片,所谓的具有可比 性即要求不同的带掠压气机具有基本一致的压比和 效率特性。文献中通常存在两种定义掠的方式:一 种是沿弦向移动叶型基元,另一种是沿轴向移动叶 型基元,如图6所示,前者为弦向掠,后者为轴向掠。 何晨等^[56]以Rotor 37为基准叶型,并由沿展向均匀分 布的11个截面定义。通过按弦长百分比沿弦向移动 100%叶高处的基元叶型,而保持其他截面位置不变, 来获得带掠转子叶片。为了方便起见,前掠转子和 后掠转子分别标记为FS_XX和BS_XX,其中XX代表 移动位移占弦长的百分比。



Fig. 6 Two definitions of aerodynamic sweep^[56]

图 7 给出了不同掠叶片以及 Rotor 37 在设计转 速下的压比-流量特性线。可以看出,由于掠特征仅 存在于叶片尖部 10%范围内,其对压气机的特性影 响比较小,因而,可以认为所设计的掠叶片与原始叶 片具有可比性。

图 8(a)对比了前掠转子与 Rotor 37转子特征值 随节流过程的演化过程。由图 8(a)可以看出,所设 计的前掠特征并没有对转子的稳定性造成显著的改 变。图 8(b)对比了后掠转子与 Rotor 37特征值随节 流过程的演化。图 8(b)表明,后掠转子相比 Rotor 37 稳定裕度有明显降低。并且,后掠程度越大,稳定裕 度随之单调递减。这一预测结果与过去的研究定性 上是吻合的。

图 9 汇总了各个转子的 CFD 计算堵点、发散点以 及预测失稳点。对于 Rotor 37, CFD 计算的最大流量 为 20.96kg/s, 而实验测量值为 20.93kg/s。另一方面,



(b) Buckward Swept 101013

Fig. 7 Characteristics of total pressure ratio of swept rotors and Rotor 37^[56]



Fig. 8 Evolution of damping factors for swept rotors and Rotor 37^[56]

CFD 发散点流量为 18.84kg/s, 而实验测量的 Rotor 37 的失稳点流量约为 19.40kg/s, 这表明, 把 CFD 发散点 当作压气机失稳点是不可靠的也是不可取的, 而稳 定性模型所预测 Rotor 37 的失稳点流量与实验值吻 合得非常好。从图 9 可以看出, CFD 发散点流量往往 要远低于预测的失稳点流量, 也就是说, 依靠定常 CFD 结果往往会对稳定裕度做出过于乐观的估计。



Fig. 9 Predicted stall points and CFD divergence points for different swept rotors and Rotor 37^[56]

由于上述预测结果没有实验结果对比,为了从 侧面印证预测结果的合理性,何晨等人对比分析了 叶片载荷、通道激波位置随叶片掠的变化趋势。图 10对比了后掠转子与Rotor 37叶尖位置压力面与吸 力面静压差,即叶片载荷分布情况。从中可以看出, 随着后掠程度增大,叶片靠近前缘载荷也会增大。 叶片载荷越大也就意味着来流攻角越大并且叶尖泄 漏越严重。从这个意义上看,后掠使得叶尖流动对 扰动更加敏感,也就使得系统更加不稳定,因而,趋 势上与稳定性预测结果是一致的。



Fig. 10 Comparison of the blade loading of the backwardswept rotors and Rotor 37 at tip region^[56]

图 11 对比了后掠转子与 Rotor 37 吸力面压力分 布,从图中可以看出,通道激波与叶片吸力面大约在 距前缘 70% 弦长处相交。随着后掠程度的增大,激 波位置逐渐往前缘移动。激波位置前移意味着当地 流量降低,来流攻角增大。从这个角度,可以得出与 从叶片载荷角度考虑相同的结论,即随着后掠程度 增大,稳定裕度会减小。



Fig. 11 Comparison of the suction side pressure of the backward-swept rotors and Rotor 37 at tip region^[56]

7 存在的问题与挑战

目前,基于叶轮机流动稳定性通用理论所发展 的稳定性模型只在单转子以及单级压气机中得到检 验与应用,将来往包含更多叶片排的压气机中应用, 预计将碰到以下问题:

(1)对于单转子以及单级压气机,经过精心划分 网格、选择合适的湍流模型、进行网格无关性验证, 现阶段的定常数值模拟相对而言比较可靠。然而, 对于多级压气机,现有的 CFD 工具还难以获得可靠 的定常流场,因此,为了获得稳定性评估所需的可靠 的定常流场输入,需要进一步发展可靠的定常数值 模拟工具或者是通流计算工具。

(2)特征值方程采用谱格式离散,从而得到一个 非线性矩阵特征值问题。大规模非线性矩阵特征值 问题本身在数学上就具有很大的挑战性,目前是采 用遍历搜索的方式来求解的。具体地,首先,在复平 面内划定一个区间,并划分均匀网格。其次,将网格 节点对应的复数代入到特征值方程。而后,根据特 征值方程系数矩阵是否奇异来判断该复数是否是特 征值方程的解。在这过程中,需要采用奇异值分解 (SVD)方法计算对矩阵的奇异值,进而求得矩阵的条 件数。最后,根据条件数云图中的极值点位置来获 得特征值方程的解。目前,采用这种方法评估压气 机稳定性,可在一周时间内完成单转子或者单级压 气机定常流场完整特性线计算及对应的特征值分 析。当叶片排数目进一步增加时,矩阵的规模将急 剧增大,这对计算机内存、求解算法都提出了更高的 要求。

8 总结与展望

本文重点综述了叶轮机流动稳定性通用理论及 相应的研究进展。该理论是基于全局稳定性分析及 浸入式边界理论发展起来的,充分考虑了流动非均 匀性、复杂叶片几何等影响流动稳定性的重要因 素。从现有的算例看来,对于典型的亚声速、跨声速 轴流压气机以及亚声速离心压气机的失速起始点, 基于叶轮机流动稳定性通用理论所发展的预测方法 有能力作出准确的预测。针对流动压缩性、叶尖间 隙以及三维叶片造型等影响稳定裕度的关键因素, 已开展了一系列参数化研究。研究表明,所发展的 失速起始点预测方法在定性层面上能够捕捉到压缩 性、叶尖间隙、叶片造型等因素对流动稳定性的影 响。然而,由于缺乏实验结果对比,定量层面上的准 确性还未得到有效验证。因此,下一阶段需要进一 步开展精细化的实验研究,积累一些案例,对所发展 的预测方法做更加深入的校核验证。此外,目前所 发展的理论方法只在单级或单转子压气机上得到应 用,对于多级压气机,还需要在定常流场的计算方 法、大规模矩阵特征值求解等方面进行深入研究。

参考文献:

- [1] Tan C S, Day I, Morris S, et al. Spike-Type Compressor Stall Inception, Detection, and Control[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2010, 42: 275-300.
- Garnier V H, Epstein A H, Greitzer E M. Rotating Waves as a Stall Inception Indication in Axial Compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113 (2): 290-301.
- [3] 桂幸民,滕金芳,刘宝杰,等.航空压气机气动热力 学理论与应用[M].上海:上海交通大学出版社, 2014.
- [4] Creason T, Baghdadi S. Design and Test of a Low Aspect Ratio Fan Stage [C]. Boston: 24th Joint Propulsion Conference, 2006.
- [5] Neubert R J, Hobbs D E, Weingold H D. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan.
 I-Design[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 49-54.
- [6] Rabe D, Hoying D, Koff S. Application of Sweep to Improve Efficiency of a Transonic Fan.II-Performance and Laser Test Results [C]. Sacramento: Joint Propulsion Conference, 1991.
- [7] Day I J. Stall, Surge, and 75 Years of Research [J].

Journal of Turbomachinery, 2015, 138(1).

- [8] Lieblein S, Schwenk F C, Broderick R L. Diffusion Factor for Estimating Losses and Limiting Blade Loadings in Axial- Flow- Compressor Blade Elements [R]. Technical Report Archive & Image Library, 1953.
- [9] Lieblein S, Roudebush W H. Theoretical Loss Relations for Low-Speed Two-Dimensional-Cascade Flow
 [R]. Technical Report Archive & Image Library, 1956.
- [10] Koch C C. Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1981, 103(4): 645-656.
- [11] Emmons H W, Pearson C E, Grant H P. Compressor Surge and Stall Propagation [J]. ASME Transactions, 1955, 79: 455-469.
- [12] Stenning A H. Rotating Stall and Surge [J]. Journal of Fluids Engineering, 1980, 102: 14-20.
- [13] Nenni J P, Ludwig G R. A Theory to Predict the Inception of Rotating Stall in Axial Flow Compressors [C].
 Palo Alto: 7th Fluid and Plasma Dynamics Conference, 1974.
- [14] Bonnaure L P. Modelling High Speed Multistage Compressor Stability[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1991.
- [15] Sun X. On the Relation Between the Inception of Rotating Stall and Casing Treatment [C]. Lake Buena Vista: Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.
- [16] Sun X, Sun D, Yu W. A Model to Predict Stall Inception of Transonic Axial Flow Fan/Compressors [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(6): 687-700.
- [17] Sun X, Sun D, Liu X, et al. Theory of Compressor Stability Enhancement Using Novel Casing Treatment, Part I: Methodology [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1224-1235.
- [18] Sun D, Liu X, Jin D, et al. Theory of Compressor Stability Enhancement Using Novel Casing Treatment, Part II: Experiment [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1236-1247.
- [19] Cheng F, Sun D, Dong X, et al. Prediction of Stall Inception in Multi-Stage Compressors Based on an Eigenvalue Approach[J]. Science China Technological Sciences, 2017, (1): 1-12.
- [20] 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.
- [21] Moore F K, Greitzer E M. A Theory of Post-Stall Tran-

sients in Axial Compression Systems: Part I—Development of Equations [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 68-76.

- [22] Moore F K. A Theory of Rotating Stall of Multistage Axial Compressors: Part I—Small Disturbances [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 313-320.
- [23] Epstein A H, Ffowcs Williams J E, Greitzer E M. Active Suppression of Aerodynamic Instabilities in Turbomachines [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(2): 204-211.
- [24] Williams J F, Huang X Y. Active Stabilization of Compressor Surge [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1989, 204: 245-262.
- [25] McDougall N M, Cumpsty N A, Hynes T P. Stall Inception in Axial Compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 116-123.
- [26] Epstein A. 'Smart' Engine Components-A Micro in Every Blade [C]. Monterey: 21st Joint Propulsion Conference, 1986.
- [27] Gong Y, Tan C S, Gordon K A, et al. A Computational Model for Short Wavelength Stall Inception and Development in Multi-Stage Compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.
- [28] Chima R V. A Three-Dimensional Unsteady CFD Model of Compressor Stability [C]. Barcelona: ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [29] Hoying D A, Tan C S, Vo H D, et al. Role of Blade Passage Flow Structures in Axial Compressor Rotating Stall Inception [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 735-742.
- [30] He L. Computational Study of Rotating-Stall Inception in Axial Compressors [J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(1): 31-38.
- [31] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for Spike Initiated Rotating Stall [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(1): 155-165.
- [32] Chen J P, Hathaway M D, Herrick G P. Prestall Behavior of a Transonic Axial Compressor Stage Via Time-Accurate Numerical Simulation [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 353-368.
- [33] Chen J P, Johnson B P, Hathaway M D, et al. Flow Characteristics of Tip Injection on Compressor Rotating Spike Via Time- Accurate Simulation [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 678-687.
- [34] Gordon K A. Three-Dimensional Rotating Stall Incep-

tion and Effects of Rotating Tip Clearance Asymmetry in Axial Compressors [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1999.

- [35] Sun X, Liu X, Hou R, et al. A General Theory of Flow-Instability Inception in Turbomachinery [J]. AIAA Journal, 2013, 51(7): 1675-1687.
- [36] Drazin P G, Reid W H. Hydrodynamic Stability [M]. UK: Cambridge University Press, 2004.
- [37] Lin C. The Theory of Hydrodynamic Stability [M]. UK: Cambridge University Press, 1955
- [38] Theofilis V. Global Linear Instability [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2011, 43: 319-352.
- [39] Huerre P, Monkewitz P A. Local and Global Instabilities in Spatially Developing Flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1990, 22(1): 473-537.
- [40] Mack C J, Schmid P J. A Preconditioned Krylov Technique for Global Hydrodynamic Stability Analysis of Large-Scale Compressible Flows[J]. Journal of Computational Physics, 2010, 229(3): 541-560.
- [41] Zebib A. Stability of Viscous Flow Past a Circular Cylinder[J]. Journal of Engineering Mathematics, 1987, 21 (2): 155-165.
- [42] Crouch J D, Garbaruk A, Magidov D, et al. Origin of Transonic Buffet on Aerofoils [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 628: 357-369.
- [43] Li L, Sun X. Effect of Vorticity Waves on Azimuthal Instabilities in Annular Chambers [J]. Combustion and Flame, 2015, 162(3): 628-641.
- [44] Peskin C S. Numerical Analysis of Blood Flow in the Heart[J]. Journal of Computational Physics, 1977, 25 (3): 220-252.
- [45] Sirovich L. Initial and Boundary Value Problems in Dissipative Gas Dynamics[J]. Physics of Fluids, 1967, 10 (1): 24-34.
- [46] Day I J. Stall Inception in Axial Flow Compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 1–9.
- [47] Weichert S, Day I. Detailed Measurements of Spike Formation in an Axial Compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(5).
- [48] Marble F E. Three-Dimensional Flow in Turbomachines
 [J]. High Speed Aerodynamics & Jet Propulsion, 1964, 10: 83-165.
- [49] Wu C H. A General Theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial-, Radial, and Mixed-Flow Types[J]. Technical Report Archive & Image Library, 1952, 1(1).

2185

- [50] Chima R V. A Three-Dimensional Unsteady CFD Model of Compressor Stability [R]. NASA TM- 214117, 2006.
- [51] Jennions I K, Stow P. A Quasi-Three-Dimensional Turbomachinery Blade Design System: Part I—Throughflow Analysis [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 301-307.
- Liu X, Sun D, Sun X. Basic Studies of Flow-Instability Inception in Axial Compressors Using Eigenvalue Method [J]. Journal of Fluids Engineering, 2014, 136(3): 644-649.
- [53] Liu X, Zhou Y, Sun X, et al. Calculation of Flow Instability Inception in High Speed Axial Compressors Based on an Eigenvalue Theory [J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(6).

- [54] Sun X, Ma Y, Liu X, et al. Flow Stability Model of Centrifugal Compressors Based on Eigenvalue Approach [J]. AIAA Journal, 2016, (1): 1-16.
- [55] Ma Y, Liu X, Sun D, et al. Numerical Prediction of Stall Inception in Centrifugal Compressor Using Eigenvalue Method[C]. Montreal: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2015.
- [56] He C, Sun D, Sun X. Stall Inception Analysis of Transonic Compressors with Axial and Chordwise Sweep[C]. Charlotte: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2017.
- [57] Smith G D J, Cumpsty N A. Flow Phenomena in Compressor Casing Treatment [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1982, 106(3): 532-541.

(编辑:张荣莉)