

轴流压气机流动失稳机理与扩稳技术研究

A Review of Research on Axial Compressor Flow Stability and Stall Enhancement

南希 马宁 兰发祥 / 中国航发研究院

轴流压气机的稳定裕度是其设计中必须保证的指标。对流动失稳机理进行回顾和总结有助于更好地理解设计和扩稳措施，对形成具有良好稳定性及抗畸变性能的压气机气动设计起到重要作用。

在现代航空发动机设计工作中，各类流动不稳定现象存在于整个发动机的流场。这些不稳定流动现象，不仅会直接影响到发动机的推重比、效率、失速裕度等工作性能及稳定性，更与导致发动机研制和使用过程中出现的各种问题和故障息息相关。风扇/压气机的内部流动失稳问题，是自航空涡轮发动机诞生以来就一直存在的难题与挑战，兼具学术研究价值与工程应用意义。

从典型多级压气机工作特性(见图1)可以看到，当压气机在某稳定转速运行时，随着流量不断减小，总压比呈现不断增大的趋势，压气机效率呈现先增大后减小的趋势。当流量减小到一定程度后，压气机内部发生不稳定流动现象并进而发展为旋转失速和喘振。不同转速下的失速点相连而成的曲线称为压气机的失速边界(stall/surge line)。失速将导致：压气机性能极速下降，难以维持正常的热力循环过程；整机振动严重恶化，极易导致压气机或涡轮叶片断裂；燃烧室内的高温气体会回火，会烧坏压气机末级静子叶片；失速的滞后又会严重影响其解除过程，甚至出现机毁人亡的恶性

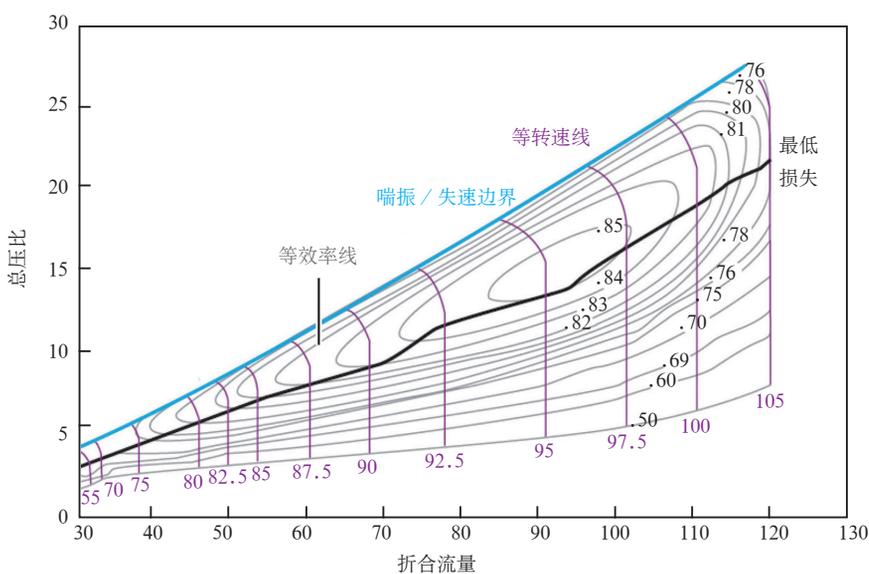


图1 典型多级轴流压气机特性线与失速边界

事故。

稳定裕度是航空压气机设计中非常重要的指标，对于航空发动机，实际设计中预留的失速裕度可达20%~30%。然而，压气机流动失稳是一个强三维、强非定常的复杂流动现象。历经几十余年的研究，认识流动失稳机理、合理预测失稳并设计行之有效的扩稳策略，一直是在该领域得到持续关注的课题。本文将对压气机旋转失速及相关扩稳技术的研究进行回顾，介绍笔者

所在团队开展的相关机理性研究，并对未来的研究方向进行探讨。

压气机流动失稳机理研究 压气机中的流动失稳现象

旋转失速(rotating stall)和喘振(surge)是压气机中的两个代表性流动失稳现象。喘振是一种与系统相关的气流扰动现象，会在很短时间内造成发动机部件的机械振动和热端超温，发动机发出低而沉闷的“放炮”声，是实际运行中必须



图2 因压气机旋转失速导致发动机着火事故

避免的现象。喘振一般发生在压气机从设计工况向非设计工况过渡的过程中，初始阶段是非轴对称的扰动，充分发展后通常可被看作是一种一维的沿轴向传播的轴对称气流脉动。它与压气机本身及整个发动机系统的容腔大小有关，本质是整个发动机系统的不稳定情况。

旋转失速是一种限制在压气机叶片排附近的沿周向传播的非轴对称气流脉动，在旋转失速发展的早期，即失速先兆阶段，周向非均匀流动开始出现并沿压气机周向传播；当完全失速时，失速团充分发展并连续地沿周向旋转，结构几乎不随时间而变化。一旦发生旋转失速，压气机压比突然下降，气动性能明显恶化，有时还会导致发动机着火（见图2）。另外，每个叶片在进入和退出失速区时还会承受脉动载荷，容易引起疲劳断裂。旋转失速气流的脉动频率较高（40 ~ 120Hz），脉动的幅值比喘振时小。

失速机理与气动设计关联失稳判据

压气机失速的研究是自航空发

动机产生就存在的难点问题，至今已有80余年的研究历史。

失速为何发生以及如何判断失速发生，是失速机理研究的两个重点问题。而认识和研究失速机理，为的是提炼出合理的失速判据，并据此形成具有良好稳定性的压气机设计。可见，失速机理的认识和工程应用是相辅相成、互相促进的，

而架起二者之间的桥梁，就是有效的稳定性判据。表1总结了对压气机旋转失速机理的认识过程，确立的稳定性判据，以及与之相对应且广泛应用在工程设计中的扩稳策略，从中可以看到两个明显趋势。一是研究者对失速的认识从时间尺度上看，逐渐从定常到非定常的观点；从空间尺度上看，则由一维系统动力学逐渐深入到二维叶栅/叶片通道，向着全三维非定常角度并逐渐聚焦到叶尖间隙流上推进。二是对失速机理的认识一直推动着扩稳技术的发展，并形成了压气机气动设计中至关重要的参数，例如扩散因子（D因子）。

多年来，压气机的失速机理研究形成了理论分析、试验测试及数值分析等多个学科分支。压气机旋转失速的早期研究始于20世纪50年代，通过类比飞机翼面失速提出了经典的Emmons二维分离模型（1955年）。该模型认为，旋转失速是由于

表1 压气机流动失稳机理、稳定性判据与气动设计参数

失稳模型	失稳机理	空间尺度	时间尺度	稳定性判据	工程应用价值
系统动力学模型（如M-G模型）	小扰动在系统中放大	发动机系统尺度	系统非定常	临界B参数	主动控制等扩稳措施
Emmons模型	叶片排失速团周向传播	叶片排基元级二维周向尺度	定常/非定常	来流临界迎角	放气防喘扩稳技术
Lieblein模型	单个叶片表面边界层分离	叶片弦长尺度，二维尺度	定常	扩压因子	D因子是压气机气动设计中评估稳定性的核心指标
Koch模型	叶片通道端壁边界层分离	叶片通道尺度，二维尺度	定常	叶片最大负荷	等效扩张角、叶栅总压损失系数等在气动设计中的应用
Vo失速判据	叶尖泄漏流自转子前缘溢出	转子叶片叶尖泄漏流全三维尺度	定常/非定常	动叶端区轴向动量比	机匣处理、叶尖喷气等一系列被动扩稳措施的蓬勃开展

周向不对称的气流扰动、叶片制造、安装不均匀等导致其中几个叶片通道的气流分离进而造成通道堵塞所产生的。当一个或几个叶片通道内产生失速团以后，被失速团堵塞的气流向上下游相邻通道转折，与转子旋转方向相同的通道气流迎角增大而加剧吸力面流动分离，与转子旋转方向相反的通道气流迎角减小而流动状况得以改善。随着叶片的转动，失速团最初发生的通道恢复到正常流动状态，而把堵塞流动状态传播到相邻通道，由此形成了旋转失速现象(见图3)。与之相对应的，

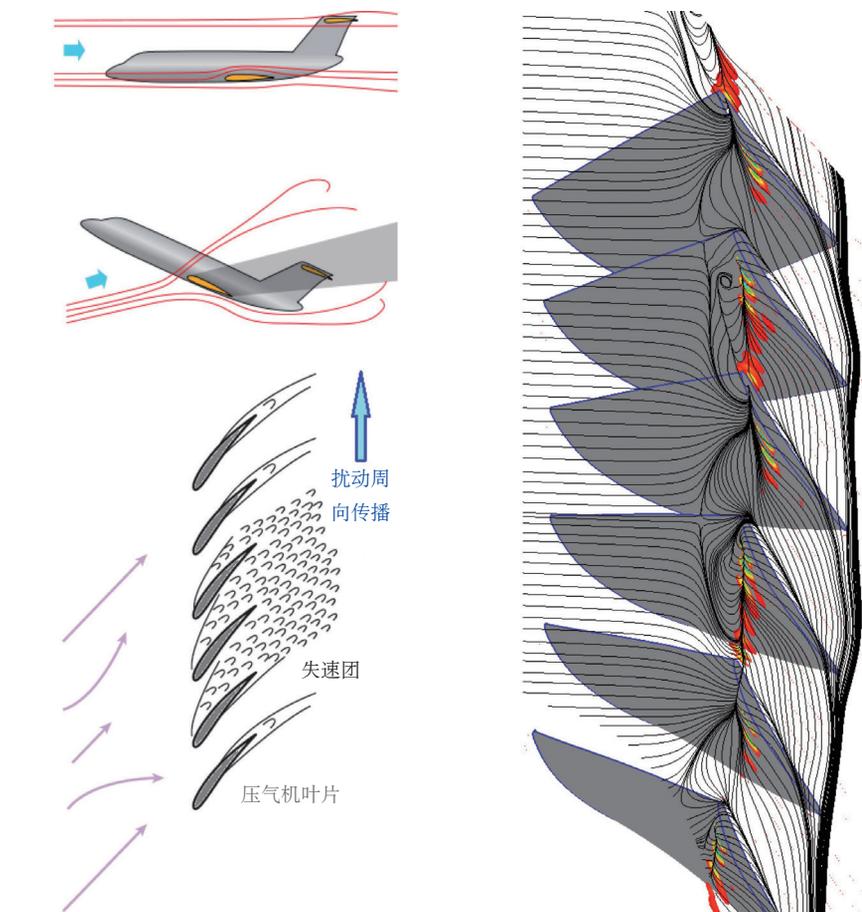
发展了级间放气、可调导向叶片等一系列扩稳技术。

基于二维叶栅角度认识失稳机理是20世纪60年代的主流思想。其中最广泛应用于压气机气动设计的是D因子,其主要思路是叶片增压(负荷)过大时将导致叶片表面的边界层分离。通过建立边界层动量积分方程,将进口迎角与叶片负荷巧妙地关联起来,并在一系列试验数据的积累上形成了压气机转子叶片与静子叶片D因子的指导值范围。

随着试验技术和数值模拟方法的高速发展以及对压气机三维黏性

非定常流动的研究更加深入,人们得到了大量压气机旋转失速机理的研究成果,产生了一些更加精确的旋转失速理论模型,其中被最广泛接受的是M-G(Moore-Greitzer)模型。M-G模型从系统动力学的角度研究旋转失速,忽略其内部流动细节,将压气机看作是一个黑匣子。该模型成功地预测了压气机气动稳定性与周向传播的先兆波发展之间的关联性,即若先兆波衰减,则压气机内部流动稳定,反之压气机则处于不稳定运行状态。

而随着试验技术和计算流体力学的不断发展,研究者逐渐认识到,现代航空发动机中高轮毂比、低展弦比的压气机设计,使得绝大部分轴流压气机的失速发生在转子的叶尖部分。借助先进的流场测量测试手段和大规模全三维数值模拟,聚焦到动叶端区的叶尖泄漏流结构特征的压气机失稳机理研究成为热点。其中,麻省理工学院的沃博士等人于2005年提出了触发突尖型失速先兆的两个必要条件,一是叶尖泄漏流与来流间的交界面与转子叶片前缘平齐,二是相邻叶片的叶尖泄漏流在该叶片的尾缘处出现倒流。这个结论得到了国际上的普遍认同。围绕叶尖泄漏流定常、非定常流动而展开的失稳机理及扩稳策略研究,在近10余年具有持续而广泛的热度,研究者期望从根本上认识失速现象。笔者所在的研究团队也发展了一套完整的以叶尖泄漏流自激非定常性为基础的失速理论,逐步揭示了失速的起始机制、空间结构,以及量化预测模型——钟形曲线,并在此失稳机理认识的基础上开展了叶尖喷气、机匣处理、等离子体、自引



(a) 类比外流机翼失速的经典 Emmons 二维叶栅模型 (b) 叶尖泄漏流三维失速判据的数值模拟结果

图3 逐渐聚焦的压气机旋转失速机理

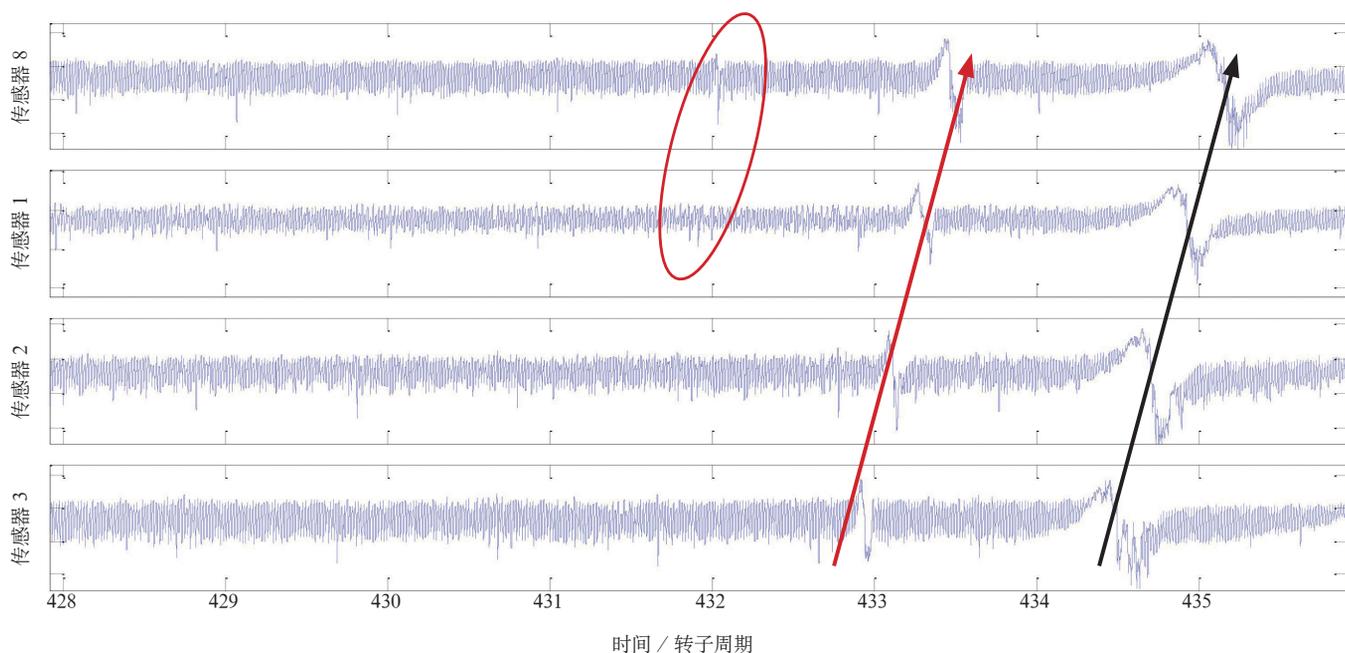


图4 低速压气机失速先兆与失速团测量结果

气-喷气循环等一系列针对消除叶尖泄漏流非常性的扩稳技术。

失速边界预测的难点与挑战

利用数值模拟准确地捕捉失速边界（图1中的蓝色曲线），评估压气机在各个转速工况下的稳定裕度是公认的挑战和尚未攻克的难题。通常做法是在压气机近失速工作状态下小步长提高高压或减小流量的方法向着失速点推进。也有部分研究者采用节流阀模型模拟失速过程。但是，由于失速现象具有强三维强非定常性，现有的求解平均雷诺方程（RANS）方法难于精准地预测流动分离的位置与涡结构，再加上压气机失速发生的位置受到进气条件、不均匀间隙等多种实际因素的影响，有时还伴有叶片颤振等气动弹性问题，均对数值模拟捕捉失速边界提出了严峻挑战。笔者在一台低速压气机上通过在机匣壁面周向布置静压传感器测量得到的突尖型失速先

兆信号如图4所示。可以看出，失速先兆最初出现时第432转子周期附近1号传感器如红圈所示，首先占据2~4个转子叶片通道并不断转变为完全发展的失速团（黑色箭头所示），根据斜率可知其传播速度降为约50%转子旋转速度。可见，突尖型失速先兆表现为空间上的三维非线性小尺度特征和时间上的突发性。这种由分离导致的脉冲和三维流动的重新分布现象是非线性的，此时流体力学稳定性分析方法已经不再

适用，这对准确地预测失速点形成了很大困难。

随着测量测试技术的发展，利用高精度测量手段获取流动细节揭示压气机失稳机理的研究见诸报道。粒子图像测速法（PIV）、激光测速仪（LDV）以及压力敏感涂层（PSP）测量技术等广泛应用于揭示压气机濒临失稳的流场细节，支撑了扩稳机理的认识。日本东京大学对压气机吞水状态对压气机稳定裕度影响的试验结果如图5所示，通过高速

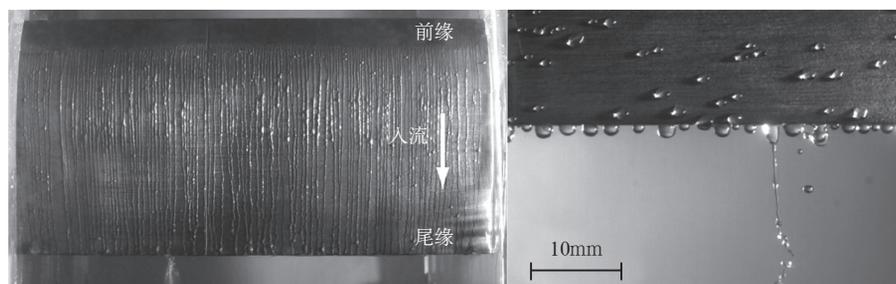


图5 测量测试技术在压气机流动失稳研究中的作用
(高速摄像装置拍摄的雨雾状态下压气机进口导向叶片尾缘流动)

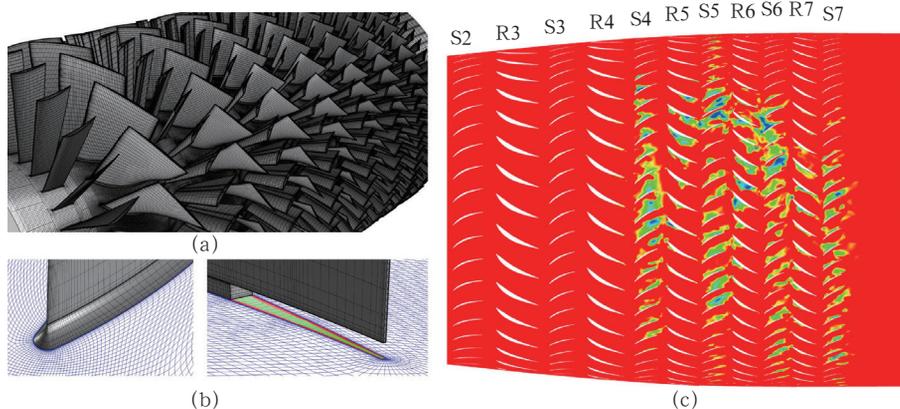


图6 全圆周非定常DES数值模拟旋转失速起始

摄像机拍摄到进口导向叶片尾缘的液滴轨迹，借此可深入分析水滴对下一排静子叶片入口气流角的变化，以及评估液滴造成静子叶片前缘腐蚀的影响。

同时，全三维数值模拟已经在认识压气机流动失稳机理与设计扩稳措施上起到越来越重要的作用。当前，压气机失速边界的预测多基于求解定常/非定常平均雷诺方程(RANS/URANS)。但随着研究的深入，上述方法对湍流预测的精准度大大影响了流场中分离、涡破碎等对触发旋转失速有重要作用的流动结构。随着计算机硬件的发展，更高精度的大涡模拟方法(LES)及结合RANS与LES优势的分离涡模型法(DES)已逐渐应用到求解压气机失速边界中。日本九州大学的研究者对一台7级压气机开展的全周DES数值模拟的计算结果如图6所示，计算包含670个叶片通道，网格总数达到20亿(RANS计算全圆周网格约900万)，压气机的复杂几何(例如叶根倒角、叶尖间隙)均得到了真实反映。在日本K超算平台(计算速度 8×10^{15} 次/秒)上，利用7300

个核心并行运算，大约2天时间可以完成一个转子周期的计算。计算捕捉到失速率先发生在第六级静子叶片出口，且相比URANS对失速流量20%的相对误差，DES准确捕捉到了试验失速流量。当然，考量到这一高昂的时间、资源成本，对于现阶段压气机的工程设计来说仍然是难以负担的。

扩稳技术的研究

为确保压气机在宽运行工况下，尤其是中低转速下稳定裕度达标，在长期工作中形成了叶片三维设计，例如，掠叶片技术、可调导向叶片、机匣处理、级间放气等多种用于压气机稳定性调控技术。由于从失速先兆发展至旋转失速的速度非常快，一般只有 $2 \sim 3\gamma$ 的时间，使得对其机理的研究变得更加困难，而且很难在早期捕捉到其发展过程并及时加以控制。长期以来，扩稳手段的发展是以实践经验为主的，因为对失稳机理的认识远远滞后于工程实际中对扩稳的需求。然而，在失速机理尚不清楚，这些扩稳措施一方

面只能通过试验来验证其是否有效，另一方面同一种扩稳措施有时有效、有时无效的现象很普遍，很难得到合理解释并总结出行之有效的设计准则。

现阶段，人们开始把扩稳机理的研究与对失稳机理的认识联系起来，调控的新局面由此打开。在这里，把需要利用压气机之外的能量来进行调控的方法归类为主动控制，反之则称为被动控制。需要强调的是，这两个名词不以是否含有测量与反馈为分类依据，因为主动控制可以完全不要任何测量和反馈。例如，定常顶部喷气，其喷气量与压气机的工况无关，是一个定值。而被动控制也有可能是带有测量和反馈的，例如，自引气喷气，可从压气机后面级引气到前面级喷气的途中加装高频阀，并根据对失速先兆的检测控制引气量的大小。接下来，以笔者所在团队曾开展研究的叶尖喷气和机匣处理为例，来分别介绍主动控制与被动控制技术。

主动扩稳策略

在主动控制方面，早期以放气防喘技术为代表，旨在排出堵塞压气机流道的多余空气，消除分离堵塞造成的失速与喘振。这种技术简单有效，缺点是对效率的损失大。作为保证安全的最后一道屏障，放气防喘技术至今仍被广泛应用。

可调导向叶片是将静子叶片制作成可按照叶片本身轴线旋转，而使叶片安装角得以改变的扩稳技术。现代高压比压气机在前几级使用可调导向叶片，可以防止喘振，改善起动和非设计运行工况时的效率。

主动控制的主要思想是检测到旋转失速的扰动先兆，此时在外界

加入很小的能量去抵消和抑制这一失速先兆的产生，从而达到消除喘振/旋转失速的作用。理论提出之后，美国国家航空航天局（NASA）的帕度阿诺等成功利用进口导向叶片产生反向的模式波拓宽低速压气机工作范围。另一著名的研究代表是麻省理工学院的爱波斯坦提出的智能发动机概念，其核心是利用传感器及控制系统和发动机本体组成闭环控制，从而实现稳定性智能调控。

笔者所在团队基于抑制叶尖泄漏流自激非定常性的失速机理，设计数字信号处理（DSP）控制系统进行了叶尖喷气调控。通过在线监测自相关系数，判断压气机将濒临失速时开启叶尖喷气，在低速压气机和跨声速压气机上均取得了很好的扩稳效果。

被动扩稳策略

机匣处理是成功应用于实际发动机型号的被动扩稳措施的代表，通过在机匣壁面开缝或者开槽，成功地解决了压气机的稳定裕度不足的问题。尽管机匣处理早在20世纪60年代就被意外发现，由于压气机失稳机理的复杂性，其设计和应用至今仍依赖大量试验。借助于高精度测量技术及计算流体力学，扩稳机理的研究还是在最近10年才真正开展起来，并成为领域中持续热点。与此同时，作为一种稳定裕度不足的补救措施，机匣处理方案多会在扩稳的同时带来压气机效率的降低。

GE公司资助美国圣母大学开展了高压压气机ND-TAC周向槽机匣处理试验，为获取机匣处理几何与扩稳效果的关联开展了多达216条特性线测量。罗罗公司与高校联合开

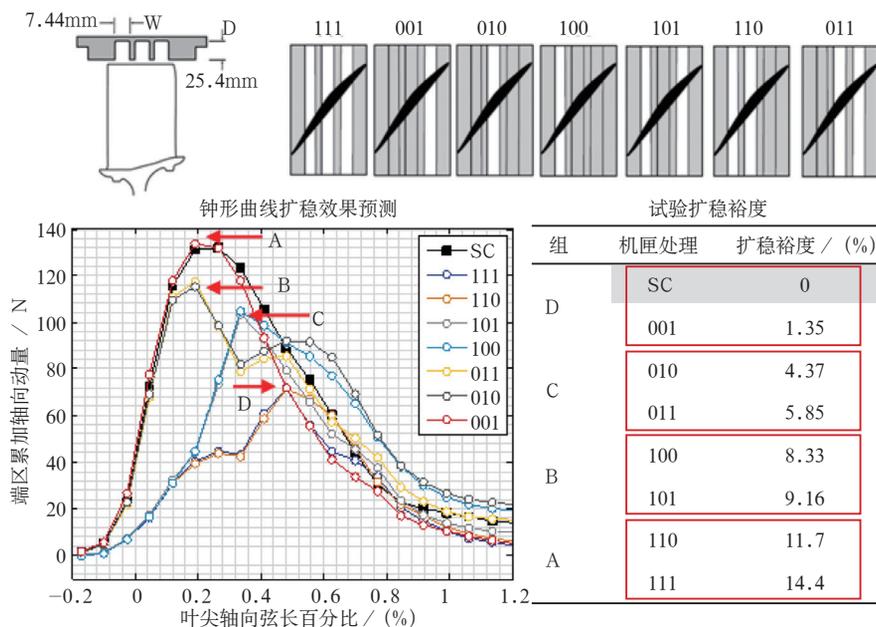


图7 钟形曲线法对跨声速压气机ND-TAC的7种不同周向槽方案扩稳能力的快速判断

展了低速机匣处理的测量工作。普惠加拿大公司则持续开展对效率损失小的机匣处理方案研究。MTU与德国达姆施达特技术大学开展合作研究，在跨声速试验台上开展了高精度PIV试验测量，以期澄清扩稳流动机理更好地指导轴向缝式机匣处理的设计。俄罗斯中央航空发动机研究院（CIAM）公布了多种轴向缝机匣处理方案，不仅在设计状态下扩稳裕度达标，而且在中低转速下也有不俗的表现。北京航空航天大学、西北工业大学、北京理工大学、中科院工热所均开展了大量与实际应用相关联的轴流、离心压气机机匣处理研究。上述工作各有特色，以不同的视角推进了人们对机匣处理机理的认识，为实际扩稳策略设计积累了宝贵经验。笔者所在团队也在量化预测的视角下提出了钟形曲线方法，针对工程设计初期海量方案的快速筛选需求，借助数

值模拟快速地量化比较多种机匣处理方案的扩稳能力，其有效性在低速和跨声速压气机中均得到证实（见图7）。

结束语

更轻的质量、更高的效率、更宽的工作范围将是未来轴流压气机的发展方向。笔者在实际工作中体会到，更稳定的压气机并不是一味去追求高失速裕度指标，而是要形成在极端天气、进气畸变条件下仍然保持稳定工作的、抗畸变性能好的压气机气动设计。流动失稳在多级环境下表现得更为复杂。作为压气机研究领域的难点，压气机流动稳定性仍然期待着研究者们不懈努力，去探索一条更稳定的压气机之路。

航空动力

（南希，中国航发研究院，助理研究员，主要从事压气机流动稳定性、气动设计及叶轮机械数值模拟方法研究）