

# 航空发动机压气机性能提升研究

## Research on Performance Improvement of Aero Engine Compressor

曹传军 王进春 / 中国航发商发

压气机是航空发动机的核心部件之一。对压气机设计过程中的关键环节开展研究，有助于进一步提升压气机性能，降低整机环境下涡轮前温度和耗油率，提高核心机循环功，具有重要的学术意义和工程价值。

**效**率和喘振裕度是压气机性能的重要指标，效率代表了压气机内部能量转换的完善程度，喘振裕度代表了压气机能偏离工作点使用的范围。中国航发商发自成立以来开展了大型客机发动机的研发工作，同步开展了高负荷高效率多级轴流压气机的研制，在借鉴国内外先进技术的基础上，经历了多轮部件、核心机、整机层级的设计迭代，逐步逼近并达到指标要求，完成了多级轴流压气机的设计和初步验证。压气机设计迭代过程中关键环节包括压气机一维参数设计、三维计算方法、叶片造型技术、S2通流数据标定和叶尖间隙控制等。

### 重视一维参数的设计迭代

一维参数设计主要是确定初步的流道形式、中径处速度三角形、各级轮缘功、压比、损失分布等，是整个压气机设计的基础，尤其流道形式决定了压气机80%以上的性能，设计参数不合理的方案很难在后续S2通流设计或者三维详细设计过程校正。

一维参数设计时需充分借鉴先进压气机方案的参数和发展趋势，表1给出了民机发动机典型高压压

表1 民机发动机典型高压压气机压比参数

发动机	级数	总压比	平均级压比
CFM56	9	12	1.318
V2500	10	16	1.320
LEAP	10	22	1.362
PW1000G	8	14	1.391
GE9X	11	27	1.349

气机压比参数<sup>[1]</sup>。压气机流道形式要考虑不同的压气机应用场景需求，进/出口的轮毂比、切线速度（结合转速）、沿程面积收缩率等对气动性能有较大的影响。压气机进口级通常为跨声速级，来流相对马赫数需要结合进口轮毂比、环面积、流量、转速等参数来合理设计。压气机沿程的轴向速度分布与叶型损失、叶片负荷以及做功能力相关，进而影响效率和裕度，需要合理设计流道沿程的面积收缩率。压气机出口需要控制叶片高度和马赫数（结合出口轮毂比、总压比、环面积等参数）。流道面积的变化还需要考虑级间引气的影响，中国航发商发多轮压气机气动设计的经验表明，采用引气处流路收缩技术可以使压气机级间匹配更好，性能更优。

### 采用分块/分级/分排的设计思路

三维计算展示了压气机通道内流动的细节。随着计算流体力学（CFD）的发展，压气机设计过程中全三维计算越来越普遍。由于压气机通道内的边界层发展和分离流动的复杂性，CFD很难精准有效地模拟多级高负荷的压气机，计算模型对实际几何的精确表达、转静交界面数据传递的方法处理不当等导致的偏差会随着级数的增多逐步加大。中国航发商发采用商用三维软件对多级压气机开展了全级仿真工作，计算（一维无反射和守恒型交界面）与试验结果的对比如图1所示，表明交界面处理方式对仿真结果准确性具有重要的影响，但无论哪种处理方式，两种交界面处理方法的仿真结果与试验之间仍存在偏差，需要对仿真

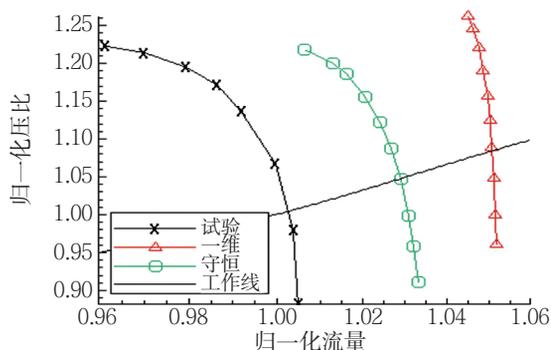


图1 多级连算与试验结果对比

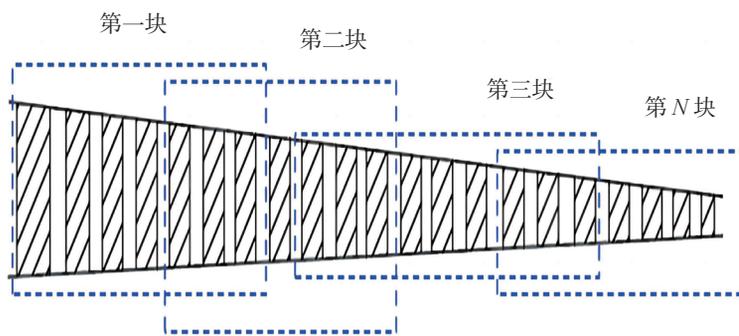


图2 压气机分块计算域示意

工具的标定和使用方法开展进一步的研究。

各大航空发动机制造商均配备和开发了适合自身产品特点的三维CFD计算软件，并依据试验数据对软件进行标定，且很少开展多级压气机所有级的计算分析。取而代之的是采用像火车车厢连接的方式将多级压气机分为多个计算域（如2~3级转/静子叶片作为一个计算域），消除多级连算过程中由上游积累的偏差对下游叶片的影响，图2为多级压气机切分的不同计算域示意。

### 挖掘三维叶片优化的潜能

压气机叶片设计实现了S2通流设计意图。叶片设计过程包括了基元叶型设计、基元叶型的三维积叠、形成三维弯扭掠叶片等，设计的好坏将直接影响压气机的效率和稳定裕度。

GE公司在20世纪末应用第一代三维叶片设计技术，将高压压气机的效率提升了约2个百分点。借助于三维CFD工具，当前压气机叶片设计具备了考虑端区边界层、容腔效应和叶尖泄漏等影响的能力，朝着精细化叶型设计的方向发展。为了获得高效的压气机叶片，通常需要经历多轮迭代，对叶片表面的马赫数分布形状精雕细琢，以实现综合

性能最优的目的。

普惠公司在20世纪80年代设计出的可控扩散叶型（CDA），控制叶片吸力面边界层分离，在超/跨声速时不产生激波，得到了广泛的应用。经典基元叶型设计通常采用中弧线叠加叶片厚度分布的造型方法，中弧线角度和叶型厚度分布规律可以采用任意形式多段圆弧或高阶贝塞尔曲线等方式，其本质是采用一种光滑曲线来构造任意弯度的中弧线，叠加高阶厚度分布规律，最终获得负荷高、损失低的基元叶型。对于跨声速或超声速叶型，需要控制来流马赫数和激波强度，采用进口预压缩的吸力面型线可以有效降低激波损失。根据来流马赫数采用通道内单激波或双激波的设计。对于亚声速叶型，可采用前加载的形式，降低叶型损失。

叶型前缘的形状对于跨声速压气机叶片前缘吸力面马赫数分布有较大影响。圆形或椭圆形前缘容易在叶型前缘出现局部马赫数尖峰，进而导致局部损失增加。中国航发研究发展了多种叶片前缘精细化造型方法，结果表明采用非对称椭圆前缘、非对称连续曲率前缘（Droop）设计等方法能够有效消除吸力面局部马赫数尖峰，拓宽叶型

攻角范围，减少流动损失。

自从小展弦比叶片设计理念（宽弦叶片）发展并通过验证，高性能航空压气机叶片广泛采用了该设计特征<sup>[2]</sup>。小展弦比叶片减少了叶片数，取消了窄弦叶片原先的凸肩结构，减少了流动损失，提高了叶片负荷潜力。采用宽弦设计的涡扇发动机压气机，级数从上一代的12~13级减少到8~9级。

弯掠设计技术常常作为重要的扩稳和提高效率措施应用于现代航空发动机压气机叶型设计，其实质是基于空气动力学流动机理，通过全三维空间的流动定制和控制，达到提高压气机负荷、降低流动损失的目的。大量研究表明压气机转子叶片采用前掠叶片可以实现更大负荷，更大喘振裕度和更好的抗流场畸变能力。弯技术在静子叶片中被大量应用，对于改善端区流动，抑制二次流具有显著的效果。中国航发近些年研究发现，在转子叶片中使用弯技术也能较好地抑制叶尖泄漏流，进而提高转子的裕度和效率。

### 做好S2通流设计与试验数据标定

S2通流设计在一维平均参数的基础

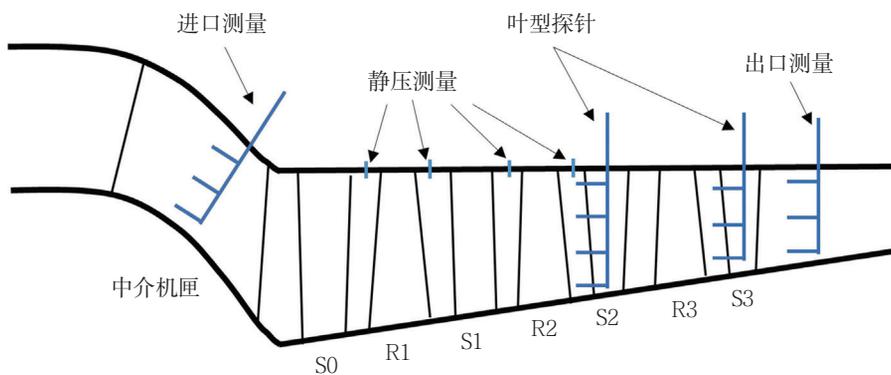


图3 测量位置示意

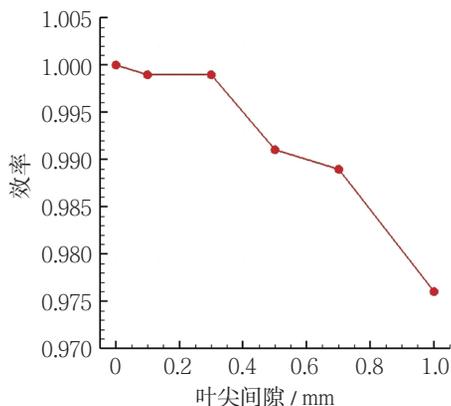


图4 间隙对峰值效率的影响

上确定了子午面径向参数，是压气机设计的关键环节。S2通流设计需要与试验数据进行标定和优化迭代，数据的标定是检验S2通流设计与试验结果差异的重要过程，有助于发现设计缺陷和不合理的径向参数分布，为下一轮优化设计提供参考依据。经过标定的S2通流设计工具更加准确，丰富的子午面径向参数也更接近实际。尤其对于多级高负荷高效率压气机研发，在目前三维CFD工具缺乏足够精确度的情况下，显得尤为重要，是压气机研制过程中的“设计—验证—再设计—再验证”的关键环节。

在压气机部件试验中，通过在静子叶片径向不同高度布置总温、总压受感部，获得压气机级间压比和效率等数据，通过在机匣壁面上布置静压孔，获得沿程静压分布，如图3所示。由于压气机转静子之间轴向距离较近，布置五孔探针较为困难，因此转静子出口气流角的确定是S2通流数据标定过程中最为重要的一个环节。通过多轮迭代调整转静子出口气流角分布，使得S2通流程序计算获得的级间总压、总温、沿程静压等与试验结果吻合。

### 控制好叶尖径向间隙

叶尖径向间隙（转子叶片与机匣的径向间隙）控制在现代高负荷航空压气机设计过程中容易被忽略，却对压气机气动性能影响极大，具有举足轻重的作用。一方面，由于叶尖间隙的存在，叶尖气流在压力面和吸力面压差作用下形成间隙流，引起流道堵塞，既改变了压气机流量，也削弱了转子做功能力，不利于压比提升；另一方面，间隙流带来的熵增以及流动损失导致了效率降低，如图4所示。经研究发现，叶尖间隙每增加1%弦长，相应压气机效率损失1.5%；间隙尺寸小于1%叶尖弦长时，压气机稳定工作范围对叶尖间隙的变化不敏感；随着间隙尺寸进一步增加，间隙尺寸的增加与失速裕度的减小呈线性关系。

中国航发商发核心机试验过程中，第一次试验的压气机构型，叶尖径向间隙较大，效率值与指标偏差较大。第二次试验前，通过机匣涂层补喷增加厚度，缩小了叶尖径向间隙，结果表明高转速状态峰值效率获得了显著提升。为防止过渡态或最高负荷状态时，叶片叶尖刮

入机匣涂层太深，在设计转速稳态时对叶尖间隙进行优化，让叶尖与机匣涂层仅有较轻的刮磨。

### 结束语

提升效率和喘振裕度是现代航空压气机技术发展一直追求的目标，当前压气机效率发展水平已经达到极致，性能提升到了需要拿放大镜细究技术特征的阶段。压气机全流程设计与验证涉及方法和专业较多，需要从众多影响因素中，抓住主要矛盾，用最小设计迭代达到最大性能提升的效果。

**航空动力**

（曹传军，中国航发商发，研究员，主要从事压气机设计与试验研究）

### 参考文献

- [1] 曹传军, 刘天一, 朱伟, 等. 民用大涵道比涡扇发动机高压压气机技术进展[J]. 航空学报, 2023, 44(12): 027824.
- [2] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 56: 1-18.