

压气机加级设计的匹配问题

沈阳航空发动机研究所 苗厚武* 刘建华

【摘要】 对一台下游加级的三级压气机级间匹配问题进行了分析研究。加级后压气机前、后段间的流量不匹配主要是由压气机的放型设计、叶片弹性变形和低展弦比叶片的非定常效应三个因素造成的。用压气机切顶试验进行了验证,流量匹配性改善后压气机的喘振裕度提高5.8个百分点。

关键词: 压气机 加级设计 级间匹配

1 加级压气机设计指标

各国航空发动机公司在产品的设计和生产过程中,都十分重视产品的继承性和系列化发展。对一台定型并投入使用的发动机,总是通过局部改进或部件的更换,不断地提高发动机的性能。压气机是发动机中局部改进设计最多的部件之一,通过局部改进不同程度地提高了压气机的流量、压比、效率或喘振裕度,相应地提高了发动机的推力、降低了发动机的耗油率、改善了发动机的泼辣性。在压气机的局部改进设计中通常采用的措施有:(1)对多级压气机中的几个级进行改进设计;(2)在上游或下游,增加一级或几级;(3)改进设计部分级并增加新的级。

和一台全新的压气机设计不同,局部改进设计是在已有成熟压气机的基础上进行的,改进级和不变级之间的流路匹配、流量匹配、流场匹配问题变得更加突出。这个界面处的匹配问题处理不当,常常导致改进设计的失败。本文通过一台下游加级的压气机改进设计实例,针对前、后两段压气机的流量匹配,讨论压气机加级设计中应该注意的几个问题。

加级前的基准压气机是一台实用的双级跨音速压气机。为增大压气机的空气流量、提高压比和喘振裕度,将基准压气机进行了放大并在其下游增加了一级压气机。最终组成的3级压气机设计指标是:空气流量 $G = 122.7 \text{ kg/s}$, 压比 $\pi^* = 3.3$, 转速 $N = 8880 \text{ r/min}$, 喘振裕度 $SM > 17\%$ 。为使加级后3级压气机有足够的喘振裕度,对新增加的第3级压气机采用了超压比设计、降压比使用的设计措施。

2 加级压气机试验结果及分析

根据不同的超压比设计水平,设计并制造了几个不同的第3级压气机。在沈阳航空发动机研究所压气机试验器上进行了试验研究。图1给出了设计转速、工作点压比(3.3)下的主要试验结果。由图可见:(1)虽然A、B、C三个方案选用了不同的超压比设计水平($\pi_{0w} = 10 \sim 20\%$),希望压气机能达到预期的喘振裕度指标,但试验给出了意料之外的结果(图线4)。A方案比预计值低12%,B、C方案比预计值低5~6%。(2)前两级的工作点压比($\pi_{0.2}^*$)偏低,只达到基准压气机设计值的0.92~0.97(见图线3),未能充分利用基准压气机的压比潜力。(3)

第 3 级的工作点压比(π^*)均大于预计值。随着超压比设计水平的提高(见图线 1),第 3 级 π^* 也相应增加。

这些试验结果表明,必须在研究如何提高第 3 级压比的同时,研究如何改善压气机前、后段间的匹配问题,才能最终达到设计喘振裕度指标。图 2 给出了前两级(基准)压气机特性线上不同压气机方案的前两级压比匹配工作点。各方案的前两级压比和预计值之间差值较大,说明第 3 级和前两级间存在着较严重的流量不匹配现象。在特性线上,前两级的工作点是由出口反压决定的。由于第 3 级的实际流通能力大于设计预计值,在和前两级匹配工作时,使前两级工作点向下移动。实验结果表明,从 A 方案到 C 方案,第 3 级实际流通能力偏大 1.9~6.7%。偏低的前两级匹配点压比,导致第 3 级匹配点压比增加到预计值的 1.034~1.082 倍,减少了第 3 级本身的压比裕度储备,进而影响整台压气机喘振裕度的达标。根据压气机的气动和几何参数,对引起前、后段压气机流量不匹配的因素进行了初步定量分析。

2.1 放型系数影响

由于压气机内、外壁面上附面层的存在,使压气机流路内的有效流通面积减小,在压气机设计时,通常采用流量堵塞系数(KBK)对这种影响进行修正。

$$KBK = f(\delta^*, r_h, r_t) \quad (1)$$

式中 δ^* 为附面层位移厚度, r_h 和 r_t 分别为轮毂和轮缘的流路半径。

为保持放型前、后压气机的气动相似,压气机的几何尺寸是按比例放大的。但附面层位移厚度不应按比例放大,如假定其放型前、后近似相等,则放型后的流量堵塞系数为:

$$KBK_{\text{放}} = f(\delta^*, r_h, r_t, K) \quad (2)$$

式中 K 为放型系数。式(1)和(2)的对比计算结果表明,放型后本压气机的前段进口有效流通面积增大 0.4%,后段进口增大 0.9%。设计时由于没有计及 K 的影响,使后段压气机的实际流通能力比前段压气机大 0.5%,这是引起前、后段压气机流量不匹配的第 1 个因素。

2.2 叶片弹性变形影响

高速、高负荷压气机运行中,由于离心力和气动力的作用,动叶常产生较大的弹性变形。对所研究的几个第 3 级动叶扭转变形计算分析表明,离心力的作用对弹性变形量起着主导作用。在图 3 中,从 A 方案到 D 方案,叶片尖、根截面叶型安装角差值逐渐加大。在离心力的作用

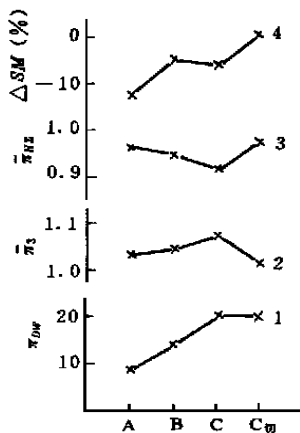


图 1 各方案对比试验
($N = 8880 \text{rpm}$, $\pi_{t3}^* = 3.3$)

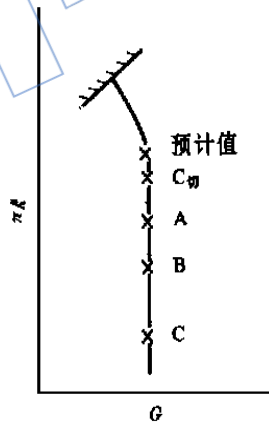


图 2 前两级匹配工作点

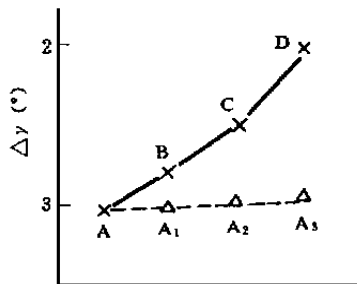


图 3 叶片弹性变形角

下,叶片的扭角角度($\Delta\lambda$)也是逐渐加大的,而且变化也较显著。而对同一叶片结构,采用不同气动力负荷(从方案 A 到 A₃)的计算说明,气动力负荷对弹性变形也有一定影响,但在所研究的气动力数值范围之内,引起的变形量差异甚小。

第 3 级动叶产生弹性变形后,叶片进、出口叶型角变大,导致第 3 级压气机流通能力的增加。在该压气机中,这是引起前、后段压气机流量不匹配的第 2 个因素。根据叶型角度的变化,用下式估算了第 3 级动叶弹性变形对其流量的影响

$$\Delta\lambda = K_1 \cdot \sin^2\beta \cdot \Delta\beta / \varphi \quad (3)$$

式中 K_1 为常数, β 为叶型角, φ 为流量系数。式(3)的计算结果指出,叶片弹性变形使第 3 级压气机流量增大 2~3%。

2.3 非定常效应影响

理论计算和试验结果均表明,在低展弦比的超音速压气机中,非均匀的、周期性变化的进口条件,能使下游叶片通过比设计预计值更多的流量,从而导致级间不匹配。

该加级压气机 6 排叶片的展弦比分别为 2.5、2.8、2.6、2.2、1.8、2.4。在研究第 3 级和前后两级间的流量匹配时,应注意第 2 级静叶和第 3 级动叶间的界面配合。正是这两排叶片组成了低展弦比组合,宽弦长的第 2 级静叶尾迹在第 3 级动叶进口形成了一个明显不均匀的进口条件。在通道外半环,第 3 级动叶处于超音区。这使加级设计的第 3 级具备了产生非定常效应的两个必要条件:低展弦比结构和超音速进口 Ma 数。

文献[1]中的两个实例表明,非定常效应分别使压气机的实际流量增大 3% 和 6%。和其比较,本研究中第 3 级进口 Ma 数超音数量较小,且又只有半个叶高,这种影响量要远小于上述两个实例,数量级可能在 1~2% 范围内。这是引起前、后段压气机流量不匹配的第 3 个因素。

3 切顶试验

依据第 2 节的初步定量分析,对压气机进行了切顶设计和试验。切顶是在 C 方案压气机硬件上进行的。第 2 级静叶前缘外径不变,后缘堵上 6.7mm。第 3 级动叶叶尖切掉 6.7mm,第 3 级静叶外流路堵上 6.7mm。通过这一切顶措施,将第 3 级的实际流通面积减少 6.3%,以达到将其流量也降低 6.3% 左右的目的,从而解决前、后段压气机的流量匹配问题,提高整个 3 级压气机的喘振裕度。切顶压气机试验结果表明,前、后段压气机的流量匹配得到显著改善,验证了上述初步定量分析的正确性。切顶压气机的喘振裕度比切顶前提高 5.8 个百分点,达到了 17% 以上的加级压气机喘振裕度指标。切顶后第 3 级压气机流量减小,使前两级压气机匹配点压比上升到预计值的 0.995 倍,充分利用了前两级的压比潜力(见图 1 和图 2)。切顶后第 3 级压气机的匹配点压比也接近设计预计值(见图 1)。

致谢 参加本项研究工作的还有胡国荣、高拯亚、王尚义、蔡晓钟、邓莹、魏玉冰等。

参 考 文 献

- 1 航空航天工业部航空科技情况研究所. 低展弦比轴流压气机: 为什么和意味着什么. 压气机文集, 1989: 284-297

(责任编辑 魏星禄)

STUDY ON EXISTENCE AND UNIQUENESS OF SIMILARITY TRANSFORMATION IN CASCADE

Zhu Niangou (*South China University of Technology*)

Xu Liping (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Based on the similarity theory and two-dimensional potential equation, the existence of similarity transformation in a cascade at different inlet Mach numbers has been considered. It has been shown that only for linearized two-dimensional flows there exists an exact similarity. In the case of full disturbance, only approximate similarity can be found. The uniqueness of similarity transformation in accordance with inlet Mach number has been also considered. The conclusion provides some theoretical basis for similarity transformation.

MISMATCH ANALYSIS BETWEEN COMPRESSOR STAGES

Miao Houwu and Liu Jianhua

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A new three-stage compressor has been made by scaling up a two-stage transonic compressor and adding a third stage in order to enhance its mass flow and pressure ratio. Its tests show that serious flow mismatch exists between second stage and third stage. Factors for the flow mismatch are found out as effect of scaling up coefficient on flow block factor, variation of its rotor blade airfoil section stagger angles due to centrifugal force and the unsteady effect for supersonic blading with low aspect ratio. Owing to above mentioned three factors, the flow capacity of third stage is increased by 6.3%. Tip-cut of the third stage demonstrates that the flow-path-area of the third stage is reduced to 93.7% and modified three-stage compressor has good flow match between the second stage and third stage, as a result its surge margin is enhanced by 5.8%.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A SINGLE-SIDE SLOPE-SLOTTED ATOMIZER

Qu Benquan (*CAAC Flight College*)

ABSTRACT

A single-side slope-slotted atomizer has been constructed for single-side atomization. The experimental investigation has been carried out on flow pattern and flow resistance of this atomizer. The feature of its low total pressure loss is testified. The information on its atomization field has been collected, from which its atomization characteristics of single-side atomizing field and its fuel atomization density distribution are obtained. It is shown, that this atomizer is one of better atomizers for an afterburner of turbofan aeroengine.

NEURAL NETWORK APPROACH TO LIQUID ROCKET ENGINE HEALTH MONITORING

Huang Minchao, Feng Xin, Zhang Yulin

(*National University of Defense Technology*)

ABSTRACT

An ART2 (Adaptive Resonance Theory) neural network was trained to detect failures in a liquid rocket engine (LRE) from noisy normal steady-state sensor data. Power spectra of successive windows of individual sensor data were presented to an ART2 neural network to learn. The trained network was then tested to verify its effectiveness of failure detection and failure onset detection. Sensor data were collected from ground tests RS61 of the variable thrust LRE. The test results show that detected by the neural network corresponds with that the failure onset determined by experts from their post-test analyses.