

文章编号: 1000-8055(2008)01-0112-05

可调叶片的发展趋势及其气动问题的探讨

熊劲松, 侯安平, 袁 巍, 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 根据航空军用发动机/压气机的发展趋势预测, 可调叶片技术将在高负荷、高流动马赫数、宽调节范围、低流动损失 4 项指标上进一步提高。气动特性计算分析结果表明, 采用可弯叶片技术方案可在较高的进气马赫数下获得较大的气流折转角和较宽的气流角调节范围。这一性能水平同下一代发动机/压气机的技术性能指标要求相比仍存在一定差距。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 可调叶片; 可弯叶片; 气动设计

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Some discuss on technology trend and aerodynamics problem of adjustable blade

XIONG Jin-song, HOU An-ping, YUAN Wei, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Current adjustable blade application in military aero-engine was discussed and the further development trend was predicted. High load, high mach number, broad flow angle range, and low flow loss level will be pursued. Aerodynamic analysis was carried out on a flectional cascade. It indicates that flectional cascade is an excellent solution for turning angle control in compressors. But still more work is needed on advanced adjustable cascade with higher turning angle and higher mach number.

Key words: aerospace propulsion system; adjustable blade; flectional cascade;
aerodynamic design

工程流体机械需要在特定环境下完成特定功能, 常常需对流动方向进行动态调节。可调叶片是一种重要的实现方式。在空调通风系统, 风机, 汽轮机, 燃气轮机, 动力泵, 汽车的发动机特别是柴油发动机的涡轮增压器部件等机械中, 都能看到可调叶片技术应用的例子。

在航空发动机中, 可调叶片有悠久的历史。早在上世纪 40 年代, 德国研制成功的第一台涡喷发动机 Jumo004 中, 就有了可调静子叶片。Jumo004 的设计主管 A. Franz 于二战结束后移居美国, 而苏联则获得了有关设备并对相关技术

消化吸收。此后这一技术在美俄等国的军用涡轮/涡扇发动机核心机得到重视与发展, 并且还广泛用到地面燃气轮机技术等民用领域。

航空发动机对可调叶片的性能要求较为苛刻。流速高、负荷重是主要因素。同级间放气、机匣处理、多转子等技术协同调节发动机工作状态, 扩宽稳定工作范围。可调叶片技术的调节效果显著, 可使压气机在各流量下均能获得更高的气动效率, 而且实现方式相对简单, 传统认为是一种理想的调节技术。但是随着历史变迁, 当前可调叶片技术也出现了一些新的变化特征。

收稿日期: 2006-12-28; **修订日期:** 2007-05-22

基金项目: 国家自然科学基金(10477002)

作者简介: 熊劲松(1978-), 男, 重庆人, 博士生, 主要从事压气机气动设计相关研究。

1 可调叶片技术的发展趋势

航空发动机及其压气机的性能增长要求引导着可调叶片技术的发展方向.半个多世纪以来,航空发动机随同飞机经历了四代的发展历程,大多数具有代表性的核心机均采用了可调叶片调节技术.早期的一代机与二代机较多采用单轴结构,压比较高,如图 1 中二代机苏制 AL-21 单轴涡喷发动机,压气机压比达 14.6,级数多达 15 级,必须完成较宽气流角范围的调节,在进口前 5 级与出口末 5 级均设计了可调叶片.三代机多采用双转子甚至三转子结构,核心机的总压比相对降低,可调叶片排数有所减少,如美国普惠的 F100,通用电气的 F101, F110,以及俄制 AL-31F, RD33 中,采用了 3~6 排可调叶片不等.第四代机中, F119, M88 的六级核心机均设计了 3 排可调叶片,由于总级数减少,可调叶片占到了总静叶排数的近 50%.由于尚未发现更好的替代技术,在未来推重比 15~20 一级的军用发动机中,可调叶片仍将被采用.

为继续维持航空领域的技术优势,美国在先进可承受性研究计划(VAATE)中针对下一代推重比 15 以上一级的发动机已展开预先研究.增大推重比减少零部件与维护费用的要求出发,压气机拟以 4 级甚至更少级数实现比四代的 6 级压气机更高的压比,压气机中每个叶排的负荷都将更高.可调叶片作为压气机的重要部件,在设计中除了要解决控制和作动问题之外,还需解决平均级负荷提高带来的气动问题.气动负荷提高,在静子叶片设计中体现为气流折转角增大.50 年代设计的 J47, J65, J79 的平均级压比在 1.14~1.16 水

平;70,80 年代的三代机平均级压比 1.3 左右;四代机 F119 达到了 1.43.对应于级压比提高,静子部件的平均气流转角水平由 20 增大到 40 水平.2002 年 NASA 进一步提出四级压比 12 的方案^[1],进口级压比 2.37,静子气流转角要达到 50 水平.能可靠工作的这一气动负荷水平的可调叶片气动设计还未见文献报道.

另一方面,可调叶片还应具备以更高流动马赫数工作的能力.更高的通流能力对于提高发动机的额定功率与额定推力也至关重要.推重比与单位迎风面积流量近似成 $3/2$ 次方定律.这意味着可调叶片需以更高的流动马赫数工作.50 年代装于第二代战机 F86 的 J47 发动机的推力为 34 kN,流量 46 kg/s;三代机 F100 原型机推力 106 kN,流量 101 kg/s;第四代的 F119 发动机的最大推力 150 kN,空气流量超过 120 kg/s.受结构重量限制,压气机直径反而呈现缩小的趋势,这也促使轴向马赫数提高.50 年代发展的压气机进口轴向马赫数为 0.4~0.5 水平,经 70 年代后高通流风扇压气机的概念逐步深化,已提高到 0.5~0.6 水平.同时,叶片切线速度的提高也增大了叶片表面流动马赫数水平.在 NASA 四级压气机设计方案中,虽然采用了预旋控制等措施,进口级静子进口根部区域仍然超过了声速^[1].对于该负荷水平的压气机,可调静子叶片典型的进口流动马赫数将在 0.6~1.0 之间,同传统设计的明显区别是最高上限值高得多.

可调叶片气动设计技术需要发展更强的气流折转能力、接近跨声速区工作的能力以及更宽气流角范围的调节能力.在苛刻的气动条件下,流动分离很容易发生,流动损失的问题也很突出.因此,可

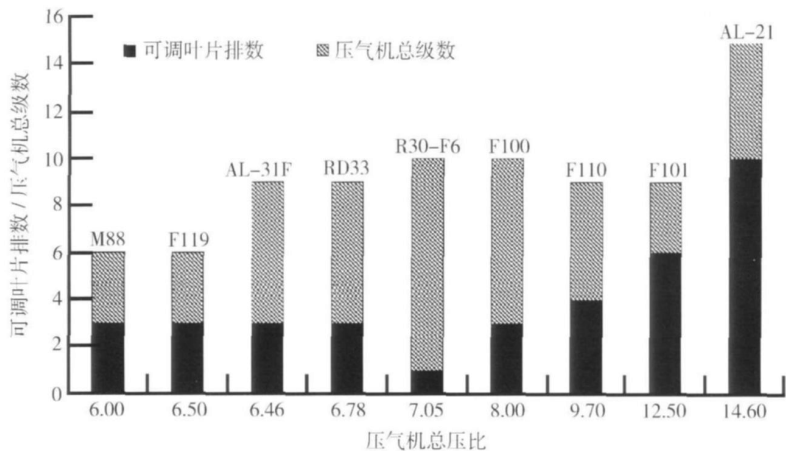


图 1 多级压气机中可调叶片排数

Fig. 1 Adjustable blade application in aero-engines

调叶片气动需针对大弯角折转、高马赫流动、宽调节范围、低流动损失的目标展开进一步研究。

此外,在气动技术的基础上,结合先进控制技术,通过可调叶片、尾喷口、燃油供给的联合调节,发动机的性能潜力还有进一步提升的空间。可调叶片技术是发动机健康系统监测/调节压气机状态的主要部分^[2]。专家系统可根据发动机性能特性自动识别可调叶片状态与调节方向^[3]。失速临界的气动控制,既发挥气动效率与压比的潜力,又有效的预测与规避不稳定工作状态,从而提升发动机的综合性能。美国近年来在其超高效发动机技术计划(Ultra-efficient engine technology)与VAATE计划中,都包含通过主动控制技术实现智能化的研究内容。

2 可弯叶片方案

可调叶片有两种设计方案,一种是整个静子转动,可称做可转叶片,在传统设计中得到较广泛应用,不足在于叶片弯角固定,气流角调节范围较窄,在调节范围边界容易出现明显的攻角;另一种是将静子沿弦向设计为两段,一段固定,另一段可转,或者两段都分别控制转动,成为可弯叶片,在高压比压气机中可实现较宽的气流角调节范围。为追求高推比,美国普惠研制 F100 发动机时采用了两高一低的设计,在其风扇设计中就采用了可变弯度导流叶片方案,前段固定,通热空气防冰,后段可调。Wennerstrom 认为这种方案设计效果优于整个静子转动和级间放气^[4]。可弯叶片在进出口气流角变化较大时有较宽的设计灵活性。

表 1 可弯叶栅原始叶型主要设计参数
Table 1 Basic design of adjustable blade

设计参数	设计值
进口马赫数 M_{in}	0.745
进口气流角 $\beta_1/ (^{\circ})$	48.0
出口气流角 $\beta_2/ (^{\circ})$	8.0
叶栅稠度 τ	1.980
叶片高度/ mm	160.0
弦长 b/ mm	90.18
栅距 t/ mm	45.48
叶片安装角 $\gamma/ (^{\circ})$	63.11

下面从一套可弯叶片气动特性的分析进一步认识当前的可调叶片气动设计特点。原始叶型如

表 1 所示,进口马赫数设计值为 0.745。表中角度定义为与轴向的夹角。按图 2 所示在叶片 55 %弦长处沿轴向 60 °夹角的方向切断,前段叶片固定,后段叶片以开缝处为圆心以顺/逆时针方向旋转形成正/反弯,从而实现出口气流角调节。在后段叶片不弯折的情况下,叶型弯角 40 °。通过有限体积法离散三维 N-S 方程,数值求解流场并探讨气动特性与未来性能指标之间的差距。在计算中,取进口总温、总压为标准大气条件,改变叶栅出口反压以得到进口流动马赫数工作范围。

3 可弯叶片气动特性

在发动机起动或慢车状态下,对应于压气机低转速/低压比特性,此时可弯叶片需关小;在发动机巡航状态下,可弯叶片需开至压气机最佳效率点附近;在发动机最大推力状态下,可弯叶片应开至最大状态。这一特性是按图 2 进行弯角 α 调节而实现的。

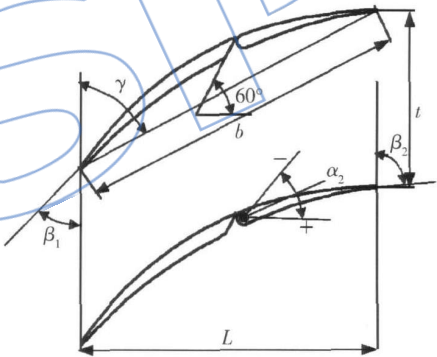


图 2 可弯叶片叶型与弯角方向
Fig. 2 Scheme on adjustable blade

对弯角 $\alpha = -5^{\circ}, 0^{\circ}, 5^{\circ}, 10^{\circ}, 15^{\circ}$ 五种情况进行了计算。受计算所限,进口马赫数 M_{in} 最小 0.45, 最大到 0.85。下面分别介绍叶片弯角、进口马赫数与进气攻角三个因素的影响。

在弯角 $\alpha = 0$ 时气流折转 36 °,叶栅出口气流落后角 4 °;叶片弯角从 - 5 °调节至 15 °可使气流转角 $\Delta\beta$ 在 30 ~ 49 °间 19 °范围内变化,如图 3 所示。若进一步增大负弯角,则调节范围可以向小折转角方向扩展。气流折转角对叶片弯角很敏感,流动方向的控制调节易于实现。这体现了可弯叶片相对于全转叶片的优点。

但是弯角 α 对流动损失的影响较为明显,流动损失随弯角增大而增大。5 个弯角下总压损失系数随进口马赫数的变化曲线如图 4 所示。在进口马赫数较低时,流动损失随弯角变化不明显。如

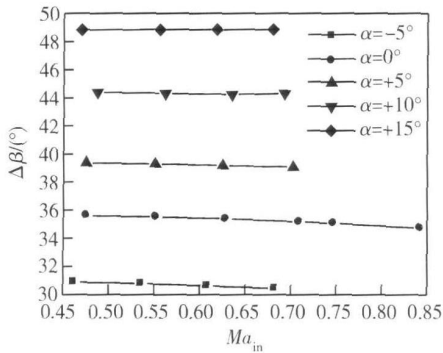


图 3 气流转角 $\Delta\beta$ 变化特性

Fig. 3 Turning angle $\Delta\beta$ with Mach number

$Ma_{in} = 0.55$ 时,零弯角 ($\alpha = 0^\circ$) 的损失系数为 0.046;正弯 15° ($\alpha = +15^\circ$) 的损失系数仅增至 0.069;而负弯 5° ($\alpha = -5^\circ$) 的损失系数几乎同零弯角情况持平。

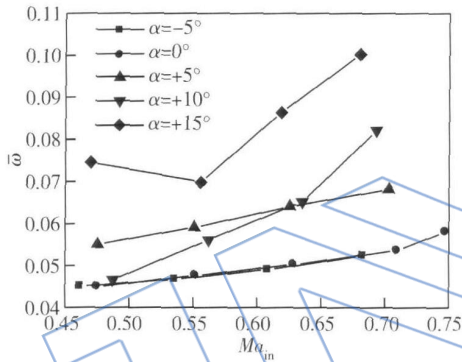


图 4 总压损失系数随进口马赫数与叶栅弯角度的变化

Fig. 4 Total pressure loss with Mach number

在进口马赫数较高时,流动损失随弯角增大而迅速增大,这体现了高马赫数可调叶片设计的普遍存在的困难。若要设计跨声速流动的可调叶片,还需要采取更多的技术措施。

流动马赫数变化对气流转角的影响很小。进口马赫数 Ma_{in} 从 0.45 增至 0.85,相应的气流折转角变化小于 1° 。

由于可弯叶片前段设计为不可调,则在用于级间静子时可能产生进气攻角,因此还计算了每个弯角下进气攻角 $i = -3^\circ, 0^\circ, +4^\circ$ 三个攻角的流动。图 5 显示气流转角同攻角之间具有很好的线性关系。在叶片正弯 15° 、攻角 $+4^\circ$ 下所达到的最大气流转角为 52° ,接近压比 2 以上的压气机级对静叶扭转角的要求。但是同时伴随强烈的流动分离,总压损失系数高于 0.10。

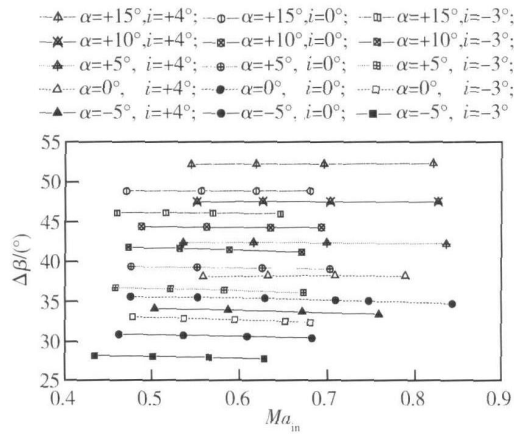


图 5 随马赫数/攻角/弯角的转角特性

Fig. 5 Turning angle with Mach number/incidence/bend angle

4 可弯叶片的漏流问题

可调叶片在调节过程中与机匣及轮毂端面间会产生间隙,形成漏流。可弯叶片同全叶片转动方案相比,转动部分较短,漏流损失较小。

可弯叶片开缝所带来的缝隙流动会增大流动损失。图 6 总压云图显示,缝隙内总压降低,缝后叶背附面层有所增厚,流动损失增大。

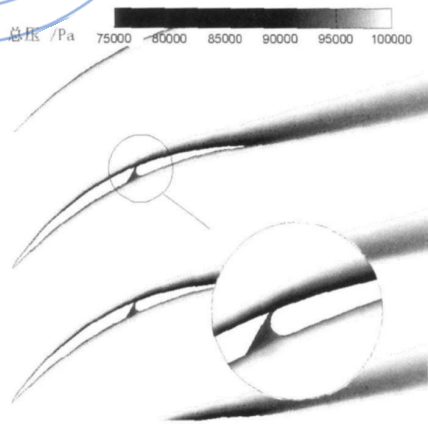


图 6 可弯叶栅流动的总压分布

Fig. 6 Total pressure distribution

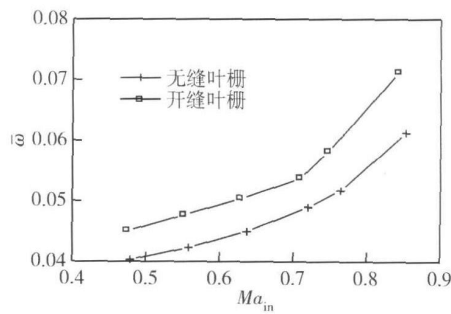


图 7 开缝叶栅与无缝叶栅的损失系数对比

Fig. 7 Comparison on loss of leakage effect

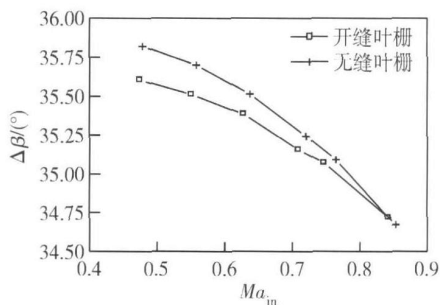


图 8 开缝叶栅与无缝叶栅的气流转角对比

Fig. 8 Comparison on turning angle of leakage effect

若开缝工艺足够好,缝隙足够小,漏流损失将会很小,开缝叶片可接近无缝叶片的性能.通过如图 6 中开缝叶片与无缝叶片流动的对比计算分析开缝工艺对流动特性的影响.图 7 和图 8 分别为两者的损失特性与转角特性.无缝叶片即常规叶片;开缝叶栅系指开缝而不弯转,缝隙最窄处宽 1.5 mm;Sealed 表示相同.开缝叶片的损失系数比无缝叶片高 0.05.低马赫数下的气流转角相差 0.25° ,在高马赫数 ($Ma_{in} > 0.8$) 下,开缝带来的影响微乎其微.因此开缝工艺不佳所带来的漏流流动不会严重威胁高马赫数流动可弯叶片的设计性能.

5 小 结

未来的涡扇发动机仍将继续使用可调叶片技术,对可调叶片在高负荷、高速性、可调性、低损失四方面的气动性能指标将提出更高要求.这些气动特性将构成发动机智能化控制的基础.

采用本文方法生成的可弯叶片,能够以较低流动损失水平在中高马赫数下(进口马赫数 0.45~0.85 间)完成近 40° 的气流折转,可保持 30° 左右的出气方向调节范围,接近目前在研涡扇发动机的核心机技术要求.其气动特性的优点体现为:

(1) 调节性能好.调节灵敏度高,气流角可调节范围较广.在折转角 $30^\circ \sim 49^\circ$ 之间,几乎每调节 1° ,可获得 1° 的气流折转角变化.

(2) 负攻角下气动损失很小,与零攻角特性几乎重合.

(3) 对开缝的工艺要求低.开缝叶片与无缝叶片性能差距很小.

此外端壁漏流较小,对应气动损失也较低.

本文方案不足在于高流动马赫数下气动性能恶化趋势显著.针对国际上下一代高性能发动机,气动方面还需开展的工作是,降低在更大的气流折转角和更高马赫数工作条件下的气动损失,特别是要求可调叶片具备跨声速工作能力,而这一问题在国内外都有待解决.

参考文献:

- [1] Louis M L, Jerry R W, Adam J M, et al. Aerodynamic design study of advanced multistage axial compressor [R]. NASA-TP-2002-211568, ARL-TR-2859.
- [2] Baligand B, Garnier B, Mathioudakis K, et al. Gas turbine health monitoring demonstrator [R]. Proc. 2nd Int. Conf. on Acoustical and Vibratory Surveillance Methods and Diagnostic Techniques, SFM/IMEKO/SFA-SEMLIS, Oct. 10-12, 1995:521-531.
- [3] Tsalavoutas A, Mathioudakis K, Stamatis A, et al. Identifying faults in the variable geometry system of a gas turbine compressor [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(4):786-797.
- [4] Wennerstrom A L, Hearsey R M. The design of an axial compressor stage for a total pressure ration of 3 to 1 [R]. ARL-71-TR-0061, 1971.