

文章编号: 1000-8055(2002)04-0495-05

无导叶对转涡轮新技术 在高推比航空发动机中的运用

刘思永, 王 屏, 方祥军, 晏山平
(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 由于当代新的歼击机发展的需要, 推重比10以上的涡扇发动机的研制势在必行, 而对于涡轮部件, 采用超跨音、大负荷、低稠度、无导叶、大转折角的对转涡轮方案是一个重大的技术措施。它将大幅度减轻发动机重量, 提高推动比。文中对此论述了它的主要优点, 以及由此带来涡轮气动设计、计算方面的新问题和新概念。我们设计并制造出了试验件, 并与608所合作在北航建立了对转涡轮试验台。

关键词: 航空发动机; 对转涡轮; 无导叶; 试验台

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Application of Contra-Rotating Turbine without Guide Vanes to High Thrust Loading Aeroengine

L U Siyong, WANG Ping, FANG Xiang-jun, YAN Shan-ping
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To meet the needs for developing contemporary new fighter, it is imperative to develop fan turbo-engine with thrust loading exceeding ten. Adopting contra-rotating turbine characterized by transonic-supersonic profiles, large load, low blade density, without guide vanes and high deflection angle is an important measure. It would greatly reduce the weight of engine and raise the thrust loading. This paper reviews its primary advantages and new requirements for aerodynamics design and computing. A contra-rotating turbine test rig has been constructed in cooperation with 608 Research Institute of China Aviation Industry.

Key words: aircraft engines; contra-rotating turbine; without guide vanes; test rig

1 前 言

随着新一代歼击机的研制, 歼击机的性能有了很大的提高, 无论是美国研制的F-22和JSF, 还是俄罗斯研制的苏-27、苏-37和I-42及欧洲的EF2000上都能清楚地看到。新一代战机对发动机也就提出了相应的要求, 如发动机的推重比在10以上, 高的单位推力, 低的红外辐射能量与发烟量, 长时间的不加力超音速巡航能力和高效可靠

性。美国国防部1982年提出的综合高性能涡轮发动机技术计划 (IHPTET (Integrated - Performance Turbine Engine Technologies) 中在2005年要将推重比提高一倍, 即20, 耗油率降低40%并使飞机总重下降45%的目的。这些要求从气动方面来说, 就迫使发动机要采用高压比, 高效率, 大流量, 超跨音压气机风扇或桨扇, 以及有大焓降, 大膨胀比, 高效率, 重量轻的高温超音速涡轮, 与之相配套。对于涡轮部件来说, 目前采用对转涡轮方

收稿日期: 2001- 09- 07; 修订日期: 2001- 12- 16

作者简介: 刘思永(1939-), 男, 湖南长沙人, 北京航空航天大学动力系教授, 主要从事涡轮气动研究

案,是一个重大的技术措施,我们认为,采用超跨音、大负荷、低稠度、无导叶、大转折角的对转涡轮是一个发展方向,它使发动机的性能将大幅度的提高,重量可以大幅度的下降。

2 对转涡轮的优势

采用超跨音、高负荷、低稠度、无导叶、大转折角对转涡轮对发动机总体来说有如下优点:

(1) 大大地减轻了重量。叶片数目下降30%以上, 盘的重量下降, 部件重量大幅下降, 这给结构和强度设计带来了许多有利的影响, 结构更简洁合理, 单元体的设计更容易实现, 材料的利用更充分, 部件寿命更长等等。(2) 大大减少了高温涡轮所需要的冷气用量。从总体来说, 发动机的推力将提高, 耗油率将下降。如果还保持原有的来自压气机的冷气用量不变, 则可以允许进一步提高涡轮前温度 T_3 , 从而提高发动机的推重比。(3) 缩短了发动机的轴向长度, 由于无导叶, 发动机的轴向长度对涡轮部件而言几乎要缩短25%。(4) 由于采用对转转子, 这将使飞机在飞行时, 大大减小, 或者抵消由于单向旋转的转子作用于飞机上的陀螺力矩, 从而提高飞机的机动性和可操纵性。(5) 由于超跨音、高负荷、低稠度、无导叶的设计在发动机内流通道中减少了引发气动阻力的零件。对减少激波损失和合理组织流动, 都带来了好的影响。由于充分利用流过叶片的气体环量, 增加了叶片的升力, 可以获得高的效率。

美国麻省理工学院(MIT) LOUIS J F^[1]实验了两种对转涡轮, 在相同的级载荷系数下, 对转涡轮的效率高于传统涡轮, 或者在相同的效率下, 对转涡轮的级载荷系数大大高于传统涡轮的级载荷系数。

而无导叶的对转涡轮更为突出。NASA 刘易斯研究中心的 HUBER F W^[2,3,6,7]等设计和验证了一种用于火箭发动机的小型对转涡轮, 试验值与设计值吻合, 在无第二级涡轮导向叶片的情况下, 效率提高了2%。俄罗斯的中央航空发动机研究院, Boris a Ponomarev 教授也认为, 未来航空发动机, 对转涡轮, 将取得迅猛发展^[4,5,8]。他们研究表明, 在小型发动机中, 在相同的耗油率下, 用两排对轮涡轮取代常规单级涡轮, 压气机压比提高了5%, 涡轮前温度可降低100 K, 容许发动机进气量节省13%, 发动机轴向尺寸节省23%, 燃气发生器叶片数目可减少35~40%, 动力涡轮叶片

可减少45~50%。

为提高推重比, 采用对转涡轮势在必行。如美国 F119 发动机上采用了对转涡轮, 还有 P&W 公司的 XTE-66 等。

3 我们所做的工作

为了我国航空发动机的发展, 我们开展了对转涡轮研究课题, 设计并制造了高低压对转涡轮试验件, 和608所合作在北航建立起一个对转涡轮试验台(图1)。我们充分利用了国家对重点高等院校实施“211”工程的机遇, 通过对转涡轮课题的研究, 包括利用目前国外已有的商业软件, 建立我们自己的工程设计软件, 建立试验台, 采用最先进的测量技术, 提高试验水平, 把设计和试验紧密的结合一体。通过软件分析手段和试验手段, 把理论和实际结合起来, 不断更改完善设计, 以最终搞出一台高性能对轮涡轮试验件为指标。充分利用北航的有利条件, 和国防工业系统的有利条件和当前的机遇, 全面提升我们在涡轮气动方面的理论、设计、计算、试验、测试诸方面的水平, 形成综合研究能力(见图2)。

表1是北京航空航天大学轴流超跨音低压无导叶对转涡轮实验件原始设计参数。该实验台和涡轮实验件已全部完成加工并安装完毕。

从表2可见, 所设计的涡轮是小型超跨音高载荷对转涡轮。具有高载荷、超跨音、低稠度、小尺寸、大轮毂比和小展弦比特征。部分参数远高于传统同转涡轮。

综合考虑的两转子功率分配的结果, 减小 α_{r2} 后, 高压涡轮载荷系数增加到2.04, 高于常规参数1.7, 而且低压转子单排叶片的载荷系数也达到了1.24。与我们在相同状况下设计的常规涡轮相比, 叶片数目减少了28%, 轴向尺寸缩短了25%, 优势是很明显的。

为此, 我们还建立了一个涡轮试验台, 可以进行轴流式单、双转子同向旋转及对转的涡轮气动性能试验, 它由进气蜗壳、试验段、排气蜗壳、燃烧加热器、燃油系统、滑油系统、两个变速箱机、两个电涡流测功器、流量测量装置、压力、温度、流场非接触测量装置和控制系统组成。全部测量参数如压力、温度、转速、扭矩等由电传感器、数据高速采集系统和计算机实时处理系统整理。试验件的性能由相应的软件和硬件支撑, 可作到试验件的性能现场可视化。



图1 北航对转涡轮实验台

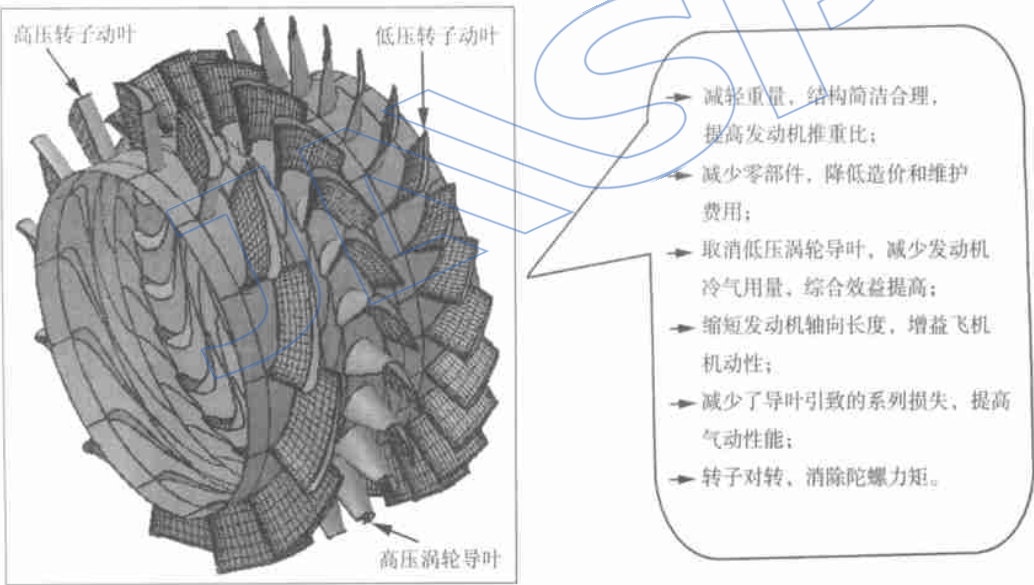


图2 典型无导叶对转涡轮和其效益图

表1 北航对转涡轮实验件原始设计参数

原始气动设计参数	高压涡轮	低压涡轮
工质	空气	空气
涡轮级形式	两排(导叶, 动叶)	单排动叶
工质流量/(kg/s)	3. 11	3. 11
轴功率/ W	$3. 12 \times 10^5$	$1. 45 \times 10^5$
涡轮前总压/ Pa	$5. 68 \times 10^5$	$2. 08 \times 10^5$
涡轮前总温/ K	470	370. 6
转速/(r/min)	25000	22000

表2 北航对转涡轮部分特征参数

特征参数	高压涡轮	低压涡轮
叶片数目	导叶13/动叶22	26
载荷系数	2.04	1.24
反力度	0.5	—
膨胀比	2.738	1.708
涡轮中径/mm	173	173
轮毂比	0.73	0.721
叶片相对高度	6.41	6.41
气流转折角/(°)	128.9	24.9
出口无因次速度 λ	0.98	1.11
展弦比	导叶0.81/动叶0.95	0.97
稠度	导叶0.8/动叶0.97	1.37

试验台具体性能指标如下:

流量 $G = 0 \sim 3.5 \text{ kg/s}$
转速 $n = 40000 \text{ r/min}$
涡轮进口压力 $P_{\text{进}} = 0.55 \text{ MPa}$ (绝对)
出口压力 $P_{\text{出}} = 0.11 \text{ MPa}$ (绝对)
涡轮进口温度 $T_3 = 473 \text{ K}$
吸收功率 $N = 400 \times 2 \text{ kW}$ (2台)

4 对转涡轮的气动设计难点
和我们的一些看法

前述优点的获得,当然给涡轮的气动设计带来了很大的难度。

(1) 可能需要建立一些新的概念,比如“膨胀因子”,来描述叶栅中的流动状况。由于超跨音、高负荷、低稠度、无导叶对转涡轮,它和常规涡轮相比,现有的概念有的不好用了。比如常规涡轮设计中我们常用反力度的概念来评判基元级设计的好坏,总追求沿叶高等反力度,至少叶根反力度必须大于零,但是对于无导叶对转涡轮的低压涡轮,它没有导叶,转子叶片既是静子又是转子,它的反力度应是多少?什么算是一个基元级?这就不能拿反力度这个概念来判断设计的好坏,及流动的状况。能否提出一个新的概念“膨胀因子”,我们总是希望在整个涡轮的叶栅通道中,气流总是加速流动,因为顺压梯度,不易发生附面层分离,流动损失较小。我们不希望在叶栅通道中,出现扩压流动,即减速、增压,因为这种逆压梯度的出现,将出现压气机状况,且将极易引发附面层的分离,带来损失的加大。膨胀因子可以定义为:涡轮每一排叶片前

静压与该叶片后静压之比。它与现有关于级的概念无关,不管是静叶,还是动叶,只要有一排叶片,就有这个比值存在,而且应该是大于1的值。这样反问题设计时,可以用之作检查。例如我们设计的对转涡轮试验件,其叶根、叶中、叶尖三个截面处的膨胀因子(表3)均大于1,它表明了在对转涡轮中的流动是顺压力梯度的。

表3 北航对转涡轮实验件膨胀因子

膨胀因子	高压导叶	高压动叶	低压动叶
叶根截面	2.05	1.39	2.25
叶中截面	1.66	1.67	2.19
叶尖截面	1.47	1.87	2.17

(2) 要用非定常流的概念来研究涡轮叶栅的流动。常规涡轮在气动设计时,总认为叶栅前的来流是定常的,这不符合实际情况,特别是在低压涡轮无导叶的对转涡轮中,低压涡轮动叶处于前方高压涡轮动叶的出口,这里气流是非定常的。除了周期性的非定常流外,也有非周期性的,比如高压叶栅后的脱体尾涡的出现,它随流动状态而变化,而且根据外流中机翼的理论,叶片上除有附着涡使叶片产生升力以外,在叶片的后部,气流中还会有一相反的脱体涡,它对下一级低压对转的动叶表面的流动,将产生很大的影响,有可能使翼型的上表面流动加速,翼型上表面压力更低,而翼型下表面压力增加,使翼型环量值增加,(相对于在前方来流为定常匀直流时翼型的环量)。因而升力增加。我们知道,从空气动力学的观点看,凡是升力

的问题都与涡及环量有关, 因此对于前面高压动叶的脱体涡, 对后面低压动叶的附着涡及环量的影响决不能忽略。这很可能是我们在低压动叶中采用大转折角, 低稠度的叶片, 同样能获得很高的升力, 而损失并不增大的原因。非定常流的研究, 还使我们有可能研究高压导叶与动叶, 低压动叶与高压动叶之间的相互影响, 计算出作用在叶片上的气体力的频率, 大小、方向等随时间的变化, 而这对于预测叶片的高周疲劳和低周疲劳都是很有用的。这个问题, 有待今后深入研究, 目前三维流动理论是不够用的。还须作大量的工作, 以便指导设计。

对转, 还将引发噪声的增加, 这也是新的问题, 有待采用非定常流的计算来预测。

(3) 由于超跨音、高负荷、低稠度、无导叶对转, 从气动上讲, 每个叶片的气动负荷将增大, 这就必须采用大转折角, 大弯度的叶片, 我们的试件算技术发达的今天, 充分运用国外先进的商业软件, 和我们自己的人力资源, 以及我们的经验, 进行大量的数值计算, 是完全可能达到的。再加上我们的试验手段, 和先进的测试手段, 反复修改, 是可以做得更好的。

(5) 面对大转折角和叶片的高负荷, 我们采用了宽叶片和小展弦比的设计, 这就使气流能在一个较长的叶片通道中完成大的转折, 避免分离, 大的弦长和低稠度的叶片, 使气流在相对较长的轴向距离内完成转折和加速的任务。这是对转涡轮叶片的一大特点, 看上去叶片很宽, 数目很少。

(6) 由于每个叶片的气动负荷大, 必须减少叶片的径向间隙损失和其它端部的二次损失, 使流过叶片两端的气流能高效率的被利用, 我们希望通过反复的计算和试验, 采用弯扭复合型叶片和在结构上采用小的叶片径向间隙来实现。这个问题的解决, 需要一定的研制周期和人力、财力, 但只要脚踏实地的去干, 是可以做好的。

5 结 论

(1) 采用超跨音、大负荷、低稠度、大转折角、无导叶对转涡轮, 是提高发动机推重比的有力措施和今后涡轮发展的方向。

(2) 用非定常流理论来计算对转涡轮内的流场, 考虑静、动叶和动、动叶的相互干扰, 考虑叶片上的附着涡和脱体尾涡的影响势在必行。

设计中气流的转折角可达 $\Delta\alpha = 142.5^\circ$, 这给叶型设计带来了很大难度。为了保持叶片的高升力, 减少激波损失和分离损失, 在目前情况下只有仔细的运用计算软件, 进行三维 N-S 方程的数值计算, 通过反问题的设计和正问题的校核, 反复修正叶型。由于有了先进的软件系统, 可以少走很多弯路, 使我们在叶片未加工出来以前, 得到它的性能, 减少试验次数, 设计出好的叶片。

(4) 由于无导叶和低稠度的设计, 使得低压转子叶片要能适应来流广阔的攻角变化范围, 在大的正、负攻角范围内, 叶片能保持高的效率, 特性好, 因此必须仔细设计叶片前缘和叶片的背弧和内弧型线, 应该使曲率变化连续, 前缘处气流转折角应分配小些, 使气流不分离, 可在中、后缘完成全部转折, 并且要严格控制激波, 用多个弱激波来完成气流在叶片通道中的转折和加速。这在计

(3) 引入“膨胀因子”的概念, 来判断对转涡轮的流动状况, 有一定的方便性。

(4) 通过对转涡轮的设计、计算、试验台的建立和新的测试手段的运用, 对我们综合研究的提高和形成创新的科研力量是个好的途径。

参考文献

- [1] Louis J F. Axial Flow Contra-Rotating Turbines[R]. ASME 85- GT- 218, 1985
- [2] Huber F W, Branstrom B R, Finke A K, et al Design and Test of a Small Two Stage Counter-Rotating Turbine for Rocket Engine Application[R]. AIAA 93- 2136, 1993
- [3] Joseph P Veres. Two Stage Turbine for Rockets[R]. NASA Lewis Research Center, N94- 22059, 1994
- [4] Boris A Ponomarev. New Generation of the Small Turbo shaft and Turboprop Engines in U. S. S. R [R]. ASME 90- Gt- 195, 1990
- [5] Sotsenko Y V. Thermogasdynamic Effects of the Engine Turbines with Contra-Rotating Rotors[R]. ASME 90- Gt- 63, 1990
- [6] Mosca J. Rotor-Rotor Interaction in a Contra-Turbine Stage [J]. M. Sc Thesis, 1985
- [7] Finke D P. The Design and Fabrication of a Small Highly Instrumented Counterrotating Turbine Rig[R]. ASME 93- Gt- 396, 1993
- [8] Ponomarev B A, Sotsenko Y V. Using Contra-Rotating Rotor for Decreasing Sizes and Component Number in Small GTE [R]. ASME 92- GT- 414, 1992

(责任编辑 杨再荣)