

高推重比对航空发动机结构设计的影响

Effect of High Thrust-Weight Ratio on Aeroengine Structure Design

张德志 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要:提高推重比是航空发动机设计追求的最主要目标之一,而高推重比一方面取决于高水平的气动热力学设计,同时也取决于高水平的结构设计技术和方法。本文从结构设计关注点、新颖结构、选材趋势及由此带来的结构设计思维变化等方面,论述了对高推重比的不断追求为结构设计工作所带来的变革和发展。

关键词:大推重比;结构设计;复合材料

Keywords: thrust-weight ratio; structure design; composite materials

0 引言

在航空发动机领域,提高推重比一直是发展航空燃气涡轮发动机的主要关注点,提高推重比需要通过改善气动性能、采用新结构、新材料、新工艺及降低构件许用工作应力裕度等各种措施实现,但所有这些措施都将驱动航空发动机结构设计向更深入、更细致、更综合的方向发展,同时也为结构设计工作带来了变革与发展。

1 高推重比促使航空发动机结构设计精细化

为了提高发动机推重比,增强材料强度或降低许用工作应力裕度,都会提高发动机构件的工作应力水平。而且,当两条措施同时采用时,即可达到提高工作应力水平的综合效果。由于应力水平的提高,使构件对设计误差、材质的内部缺陷、发动机使用条件的变化及制造公差等更加敏感。此外,采用高叶尖速度、高温、高压等方式提高发动机气动性能,使现代发动机的更多的部件受到了寿命的限制。因此,现代涡轮发动机的研究应该比过去的发动机研究更加注重结构细节设计、分析和验证。零

件结构的公差带分析、配合尺寸分析、零件计算分析的误差带、试验设备及测试设备的精度、制造方法分析、零件表面质量影响分析等工作必将更加严格、详细和深入。

在此举两个例子说明高推重比对结构细节设计的影响。

其一,某型发动机在研制过程中曾发生钛合金的燃油滤辅助支撑转接段断裂故障,事后分析故障产生的主要原因是该零件采用线切割加工,表面存在电加工重熔层,但设计图中未规定加工方法及去除重熔层要求。深层原因是设计中延续了传统的普通不锈钢零件的设计方式,没有考虑新材料对传统加工方法的适应性。

其二,图1为某型发动机低压涡轮轴与短轴之间的连接方式,低压涡轮短轴依靠 $\phi 277$ 处的配合柱面定心,其 $0.108 \sim 0.004$ 的配合紧度对低速涡轮来说,能够满足定心的精度要求,而对高转速低压涡轮来说,将会因为最小紧度与最大紧度差别太大而导致定心不够精确。

2 高推重比催生的新颖发动机结构

在大力开发先进气动和热力学技术的同时,世界航空发动机研发企业也在不断探索能够减轻发动机部件重量的新颖结构技术。

1) 整体叶盘结构

用于推重比10一级发动机的风扇和压气机整体叶盘结构,用于更高推重比的风扇和压气机、甚至涡轮的整体叶环结构,如图2所示。与常规的叶片和盘连接结构相比,整体叶盘、叶环结构除能使风扇、压气机和涡轮等部件的性能明显提高、寿命延长、可靠性大大提高以外,最突出的优势是能够减轻相应部件重量,叶盘结构可以减轻30%或更多,而美

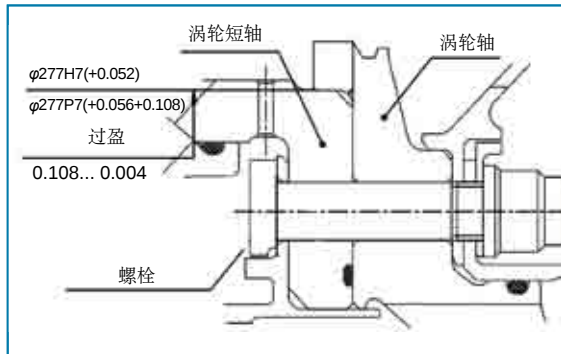


图1 低压涡轮轴与短轴连接



图2 盘片连接结构和整体叶盘、叶环结构

国用铝钛基复合材料制造鼓筒或无盘压气机转子,可减重70%。

2) 风扇和压气机空心叶片

基于对气动性能和抗振能力的追求,宽弦叶型应该是压气机设计师理想的选择,但宽弦实心叶片本身重量及其引起的盘和机匣重量的增加一直限制着宽弦叶型的采用。轻量化的空心叶片结构(见图3)的出现为宽弦叶型的使用扫清了道路。

3) 对转涡轮

采用对转的高低压涡轮(见图4)能够减少飞机作机动飞行时作用于机匣和飞机上的陀螺力矩,可以取消低压涡轮进口导向叶片,使涡轮的零件数减少,结构简化、尺寸缩短、重量减轻,另外还可减少冷却空气用量,提高效率。

4) 径向加力燃烧室

径向加力燃烧室(见图5)是指带径向火焰稳定器的加力燃烧室,并且可以与涡轮后机匣进行一体化设计,具有结构紧凑、重量轻等特点。

3 高推重比发动机的选材方向

传统的航空发动机材料的发展已经接近极限水平,潜力有限,很难满足未来军用航空发动机对推重比的更高要求。发动机推重比的不断提高,特别是重量的不断减轻,除了采用新结构外,将越来越多地依赖于比强度高、密度低、刚度高的耐温能力强的先进材料。复合材料以其良好的材料性能和材料可设计性,在未来的很长一段时间内,

将成为航空发动机材料领域的主角。

树脂基复合材料耐温性较低,但其比强度高、比刚度、耐疲劳、耐腐蚀性好等特点,已广泛应用于现代航空发动机冷端部件的设计。

金属基复合材料是在单独由单一金属无法获得性能需求的情况下,在基体金属中添加连续或非连续增强材料,以期得到某些性能更高的材料。金属基复合材料的比强度和比刚度、耐温性和结构稳定性均优于传统金属材料。钛基、钛铝化合物基和高温合金基复合材料耐温较高,是航空发动机中温($650^{\circ}\text{C} \sim 1000^{\circ}\text{C}$)部件很有希望的材料。钛基复合材料能显著提高钛合金的刚度、强度和耐温性,在 816°C 下强度和刚度保持不变,用其取代现有合金,减重效果显著。钛基复合材料大都采用碳化硅纤维增强,其中有的耐温性与镍基合金差不多,而密度仅为镍基合金的一半。钛基复合材料可用于压气机整体叶环、轴、机匣、导向器、转子叶片、转子盘等。

陶瓷基复合材料比高温合金密度小(仅为高温合金的 $1/3 \sim 1/4$),极耐高温,热膨胀系数小,抗腐蚀性好,是高性能涡轮发动机高温区部件的最佳选材。用陶瓷基复合材料代替传统合金叶片时,可减重60%以上。这种材料可用于推重比10以上发动机的转子、火焰稳定器、燃烧室、机匣、涡轮叶片、导向叶片等。

碳碳复合材料是一种高比强度、高比刚度、低密度、比重小的复合材料,耐温性极高(达 2000°C 以上),抗热振性好,其构件可比目前的镍基合金部件减重50%,因不需要冷却空气,即可显著提高发动机循环效率。

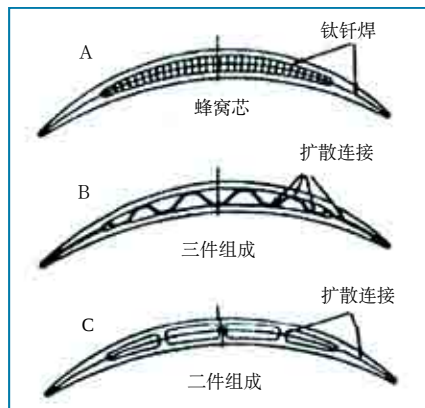


图3 不同工艺的宽弦空心叶片截面

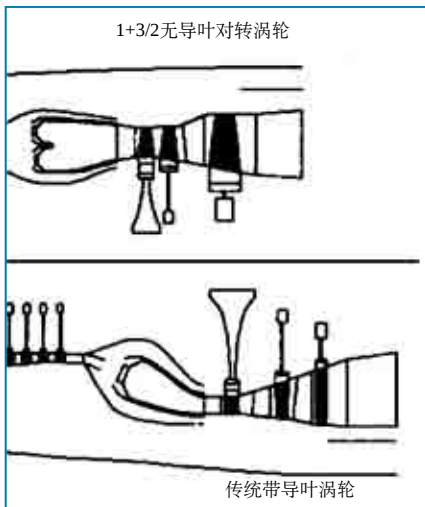


图4 对转涡轮与传统涡轮对比



图5 径向加力燃烧室(从飞机尾部看)

4 复合材料对传统结构设计的冲击

随着复合材料在航空发动机结构设计中应用的日益广泛,发动机结构设计人员根据复合材料的可设计性,以及结构对各种性能的具体要求,在进行结构设计的同时进行材料设计。另外,由于复合材料结构具有各向异性、非均质性和

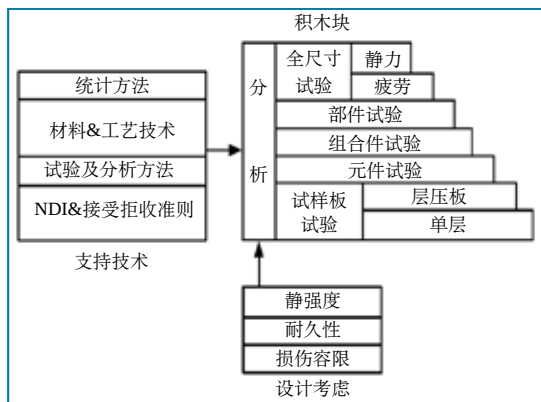


图6 复合材料构件设计的“积木式”流程

层间强度低等力学性能。因此结构设计人员必须改变传统金属材料结构设计的思维和设计方法。

4.1 设计流程的变化

由于复合材料结构的材料设计与结构设计、工艺设计相互融合的特点,使得复合材料构件的设计流程与传统金属构件的设计流程存在很大的差别,在设计方法、材料许用值确定、分析方法、验证方法等方面均存在很大差别。当结构设计人员进行复合材料构件设计时,首先要制定一个设计研制计划,在计划中事先评估结构性能和耐久性能等。这种验证复合材料构件结构性能的过程,通常需要通过试验与分析相结合,用试验验证分析的结果,用分析指导试验的计划。这种相互促进的方法被推广用于进行不同结构复杂程度的分析及相关试验,通常从小试样开始,经过结构元件和细节件、组合件、部件,最后到完整的全尺寸产品。每个层次都建立在以前的不太复杂层次所积累知识的基础上。这种按照复杂程度渐增的计划,同时利用试验和分析进行结构验证的过程,就是复合材料构件设计的“积木式”方法和流程(见图6)。

4.2 设计准则和规范的变化

复合材料在飞机结构中的应用始于1970年,当时所用的飞机结构设计规

范和标准并没有包含复合材料结构设计内容,复合材料结构设计时基本上是套用金属结构的设计要求和验证方法,这种仅仅利用先进复合材料的低密度进行等代设计实现减重目标,是早期的复合材料结构设计方法,远远不能充分发挥复合材料的优势。研究表明,复合材料与金属结构性能有很多差别,特别是损伤、断裂和疲劳性

能等方面。金属结构的设计与验证方法往往不能直接用于复合材料结构设计,如在金属结构中可以较少考虑冲击损伤和湿热效应的影响,而在复合材料结构中必须考虑。另外,除了降低制造成本外,复合材料转子叶片在叶片脱落事故中还具有非破坏特性,进而可以降低机匣的包容要求。

4.3 选材思维的变化

在传统航空发动机结构设计中,结构设计人员是从现有成熟材料中挑选适合的材料用于发动机零部件设计,材料的组分、制造方法并不是关注的重点;如果需要新研材料,则由材料部门牵头进行。而对于复合材料,结构设计人员选择的是基体材料和增强材料,在满足工艺性要求情况下,对增强材料的排列布置方式进行设计,运用一定的工艺方法与基体材料复合后形成复合材料。

4.4 设计思维的变化

在传统的结构设计中,材料是均质的各项同性材料,在材料力学特性一定的情况下,要实现结构的功能,只能通过结构设计得以实现。而对于复合材料,由于增强材料的不同排列方式会带来不同的力学特性,同样为了实现结构的功能,在考虑具体结构的基础上,还可以通过改变、优化增强材料布置的方式实现结构功能,这为结构设计人员提供了更多

的自由度,提高了结构效率。

4.5 设计思路的变化

复合材料的可设计性和各向异性等为结构设计人员打开了更广阔的设想空间,基于这些特性可以设计更加新颖的结构。转子的叶环结构、掠形叶片、弓形叶片和带冠高速低压压气机转子等具有革命性的三维气动设计形状,都是结构设计人员基于复合材料特性的更加丰富想象力的结果。

5 结束语

综上所述,随着推重比的不断提高,航空发动机结构向着集成化、简单化、轻型化、功能化等方向发展,同时对结构负荷、可靠性、维修性、寿命、成本等要求也在不断提高,结构设计必然向着精细化及结构、材料、工艺高度融合的方向发展,新材料、新工艺、新结构的不断涌现推动了航空发动机结构设计水平的不断提高。

AST

参考文献

- [1] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [2] 中国航空研究院,复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] The Jet Engine, Rolls-Royce Plc, 2005.
- [4] Department of Defense Handbook, Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis, Composite Materials Handbook (Volume 3) MIL-HDBK-17-3F 17 JUNE. 2002.

作者简介

张德志,研究员,从事航空发动机总体结构设计。