

新型发动机的一些新颖结构

陈光

(北京航空航天大学,北京 100083)

摘要:着重讨论了 F119、GE90、PW4084 和遛达 8104 发动机中采用的最新结构以及正在研究的具有发展潜力的一些新颖结构,也简要地介绍了在这些发动机中新材料和新工艺的应用。

关键词:发动机 结构 材料 工艺

1 引言

发动机结构设计是发动机研制、发展、使用中的一个重要环节,好的结构设计,不仅可提高发动机的性能,而且能减少故障率,提高耐久性与可靠性,可获得较大的经济与社会效益。例如在先进发动机高压压气机出口卸荷腔的封严处,用新近发展的刷式封严装置(简称刷封)取代常规的篦齿封严装置后,发动机推力可增大 2% 左右,相应地耗油率也可降低 2% 左右,难怪 GE 公司的 Jerry L.、Kenneth A. 等人称:“在科学技术已发展到较高水平的今天,气动学专家在部件设计中要作极大的努力才可使发动机性能有 0.1% 的改进,但是如能研制出一新颖的结构设计,可较容易地使发动机获得 1%~2% 的提高,刷封在发动机上的应用即是一例”。

在战斗机用发动机的发展中,从第 3 代战斗机 F-15 的 F100 到第 4 代战斗机 F-22 的 F119;在干线客机用发动机的发展中,从 B747 的 PW4000、CF6-80C2、RB211-524H 到 B777 用的 PW4084、GE90、遛达 800,以及 IHPDET 计划中,均有许多能显著改善发动机性能的新结构设计。

发动机在气动、热力等方面的改进,有时也依赖于结构设计来解决采用新设计带来的某些矛盾,最终才使其用在发动机上。例如风扇叶片的前、后掠设计,只有在结构设计中解决了强度、振动、颤振问题以及提高了抗外物打击的能力后,才在最新发展的发动机例如遛达 8104 中得到应用。而零、部件的新颖结构设计在很大程度上要依靠先进的金属、非金属材料及先进的制造技术才得以实现。例如宽弦风扇叶片如作成空心带桁条的结构,不仅重量轻,而且强度与抗外物打击的能力均有提高,但

只是在采用了扩散连接/超塑性成型技术后才应用于发动机上。

综上所述,当前,在研制、发展新型发动机时,只有在并行工程机制下,从热力、气动、冷却、结构、材料及工艺等方面综合地考虑,才能使研制的发动机具有较先进的全面性能,IHPDET 计划中包括了各个领域的工作内容就是很好的例证。

2 风扇、压气机

2.1 空心宽弦风扇叶片

20 世纪 90 年代前,绝大多数发动机的风扇叶片均作成大展弦比的,叶片薄而长,为解决振动与抗外物打击的问题,在距叶尖 1/3 附近处作一突肩(个别发动机作有二个突肩),各叶片的突肩相互抵紧,形成一加强环。但是这种突肩从制造、强度、气动性能及用料等方面均带来问题;采用小展弦比的宽弦叶片,能解决振动与抗外物打击的问题,但是却使叶片质量大增,使轮盘承受不了。因此在采用小展弦比时需采取措施减轻叶片质量,其途径是将叶片作成空心或采用复合材料,但作成绝对空心时,叶片抗外物打击能力不够,需在空腔中采取加强措施。图 1 示出了三种典型的空心宽弦风扇叶片的结构。图中 A 为带蜂窝芯的空心叶片, RB211-535E4、V2500 采用; B 为带桁条的空心叶片,用扩散连接/超塑性成型加工而成,遛达 800 系列发动机采用; C 为带肋条的空心叶片,它由叶盆、叶背二块扩散连接而成,在连接前,将结合面处铣出 4 条纵向宽槽,连接后即形成带纵向肋条的空腔, F119 的 1 级风扇叶片采用这种结构。在三种叶片中 B 型最轻。

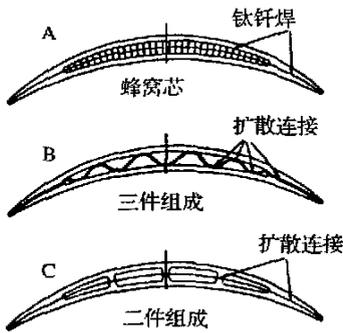


图1 三种空心宽弦风扇叶片结构

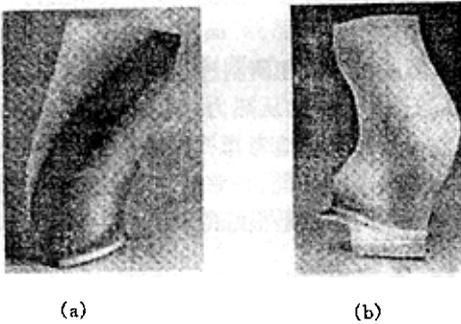


图2 带前、后掠的宽弦风扇叶片

2.2 前、后掠宽弦风扇叶片

气动学的研究表明,宽弦风扇叶片将前缘设计成前掠或后掠,能大大削弱叶片通道中激波强度并提高效率,但它的实现要从气动-强度一体化来考虑并完成设计。这是因为在前、后掠叶片中,气动和结构强度要求是紧密耦合和互相制约的。由于叶片前缘后掠的形状和程度对气动性能有显著的影响(但前、后掠后,叶型重心积叠线不再是径向线),除了离心力产生的应力外,还出现了额外的相对于叶型的两个惯性主轴的弯曲应力。为使总应力达到强度上可接受的水平,应仔细选择前缘前、后掠的形状,并发展出有效的非径向线积叠程序,以在气动和强度两者之间取得最佳的平衡。目前,带后掠(图2-a)的或带前、后掠的宽弦叶片(图2-b)已开始在发动机上应用,美国在实施IHPTET计划中,准备用二级后掠宽弦风扇叶片取代现有的三级风扇在F119发动机上进行试验,如取得成功,今后战斗机发动机中采用二级风扇是完全可行的。

CFM国际公司为改进发动机性能而开展的TECH56计划中,有一项将后掠宽弦风扇叶片(图2-a)装在一台改装的CFM56-7发动机上进行试

验的研究内容,目前已圆满完成了全尺寸性能、侧风和声学试验以及吸鸟台试。试验结果表明,与CFM56-7发动机现用的宽弦风扇叶片相比,在采用后掠宽弦风扇叶片后,可使空气流量提高2%以上,且可提供与CFM56-7同样的最高效率,最终可使发动机推力提高5%~6%以上,油耗降低1%。

图2-b所示的是用于遄达8104发动机上的前、后掠宽弦风扇叶片,即叶片前缘在叶尖附近是后掠,其下是前掠的,这可能是第1种用在发动机上的既前掠又后掠的风扇叶片。

遄达8104是R·R公司为B777研制的遄达800系列中推力最大的发动机(2000年2月取证),推力为481kN(10400lbf),与该系列中的第1个型号遄达884(推力433.5kN)相比,风扇直径未变,推力增加了10%,推力的增加主要是由于采用了前、后掠风扇叶片,从而增加了发动机的空气流量与风扇效率。

IHPTET计划所作的一系列风扇台架试验证明,前掠叶片比后掠叶片性能更好(高的气动效率、大的进口畸变裕度)。

2.3 风扇叶片圆弧形榫根

通常风扇叶片榫根均作成直线形,以便在轮盘上用拉刀拉削出榫槽。由于叶片截面形状的轮廓线呈弧形,叶根平台为了将叶身下部截面全部包容,只得作成宽度较大的平行四边形,这时,轮盘直径只有作得较大,才能容纳下所有叶片。如果将叶根平台作成与叶根截面形状基本一致,即其轮廓线也呈弧形,平台的最大宽度处就较窄,如要装同样数目的叶片,轮盘直径可以小些,也就增大了轮毂比。在同样的空气流量下,发动机进口直径可以小,显然能带来较多的好处。叶片根部平台作成弧形,同时考虑到叶片能方便地装进轮盘,叶片的榫根只能作成圆弧形,如图3所示。显然采用这种结构后,叶片的榫根与轮盘上的榫槽加工都较难。这种圆弧形榫根已在R·R公司的RB211-535E4、遄达系列发动机上采用。



图3 带圆弧形榫根的宽弦风扇叶片

2.4 整体叶盘

在风扇与压气机中,将叶片与轮盘作为一体的结构称整体叶盘(blisk)。由于取消了榫根,轮盘的轮缘可作得很短(见图4),因此整体叶盘的重量小(R.R公司的研究表明重量可减少50%),另外还可消除气流在榫根与榫槽间缝隙中流动所带来的损失与微动磨损,并使发动机零件数大减等。因此,不仅在新研制的发动机中(例如F119的3级风扇与6级高压压气机,F414的2、3级风扇和前三级高压压气机)采用,而且在发动机改进衍生中也用整体叶盘取代常规结构,以提高发动机性能或寿命,例如F110-GE-129改型为129R时,即将三级风扇全改成宽弦叶片、整体叶盘结构。由于风扇效率与空气流量提高,使发动机推力增加5.9%。如维持原推力,则热端部件寿命由4000TAC循环提高到6000TAC循环。F100作了同样的改进衍生。在IHPTET计划实施中,JTDE(联合技术验证机)的前掠宽弦风扇也采用了整体叶盘结构。

图5示出了用于美国联合攻击机JSF的升力风扇,它也作成整体叶盘结构,这可能是当今最大的整体叶盘,它的毛坯重1500kg,成品件重100kg。

整体叶盘的加工方法有:在五座标数控铣床上铣出,将叶片用电子束焊或线性摩擦焊焊到轮盘上;或用电化学加工(ECM)方法加工。EJ200的整体叶盘原来采用电子束焊接,F119采用线性摩擦焊,EJ200也将采用,F414采用ECM加工。

为避免在整体叶盘中因1片或几片叶片损坏使叶盘报废,必须发展对整体叶盘损坏叶片的修理技术。GE公司发展了特殊的修理技术后才在F414中使用了5个整体叶盘;在IHPTET计划实施中,利用激光曲线焊接(Laser Twist Weld)方法对整体叶盘进行修复。

2.5 整体叶环

如果将整体叶盘中的轮盘部分去掉,就成为整体叶环(bling),如图4-C所示,这时该件的重量将进一步降低。由于缺少了承受负荷的轮盘,整体叶环承受不了叶片的离心负荷,为此,只能用密度较小的复合材料来作。用复合材料作的整体叶环重量约为常规结构重量的30%。目前,整体叶环尚未用于发动机中,还处于试验阶段,图6即为R.R公司为直升机用涡轮轴发动机研制的钛基复合材料作的整体叶环。我国与印度开展的国际合作研究项目中,有一带环箍的单级风扇试验研究,该风扇的

设计参数为:增压比为3.0,叶尖切向速度为470m/s,有17片叶片,外径为0.4m,采用了带外箍环的整体叶环结构,成了在二个圆环中装有17片叶片的结构,这只能用复合材料来作,目前印度正在加工该试验件,如能作成,将在国际上处于领先地位。

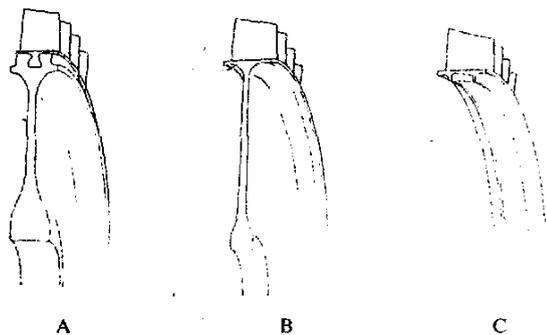


图4 整体叶盘(B)、整体叶环(C)与常规结构(A)比较



艾利逊试验JSF的风扇
整体叶盘的风扇毛坯重1500kg,加工后重100kg

图5 当前最大的整体叶盘

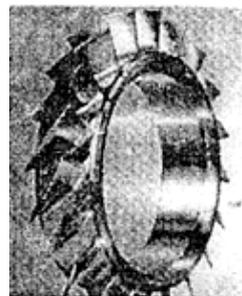


图6 钛基复合材料整体叶环

2.6 大、小叶片混装的前掠风扇

风扇转子中,将每二片前掠宽弦风扇叶片间夹一小的窄叶片,形成大小叶片间隔混装的转子(图7),该转子已在压气机部件试验台进行了试验,用该项技术可使单级风扇达到F100-PW-200三级风

扇的压比与高效率。该转子将作为中小型涡轮桨/涡轮轴发动机类的联合涡轮先进燃气发生器(JTAGG)第三阶段的低压气机使用。



图7 大、小叶片混装的前掠风扇

2.7 刷式封严装置(刷封)

在 IHPTET 计划的第二阶段中列有刷封的研究项目,实际上,V2500(1989.5 投入使用)上已采用了刷封,提前达到了研制目标。试验研究表明,在高压压气机后卸荷腔封严处用刷封取代常规的篦齿封严装置后,发动机的推力可增大 2% 左右,耗油率可降低 2% 左右。

1995 年投入使用的 PW4085 发动机(用于 B777),在高压涡轮进口工作叶片叶根处采用了刷封。这是刷封在高温、高切向速度下的第一次应用,扩大了刷封的使用范围。

在执行 IHPTET 计划时,已在 NASA 的试验器上进行了 595℃ 下 50h 的刷封试验,试验后试件良好。另外 IHPTET 计划还将刷封应用到压气机叶尖间隙处,即在与工作叶片对应的机匣内安装刷封以与工作叶片叶尖接触,形成接触式封严,不仅减少了漏气损失,而且能保持性能。据称在叶尖间隙处采用刷封后,可使压气机效率提高 2%,喘振裕度提高 5%。图 8 示出了这种结构,该装置即将在美国空军的压气机研究中心 CRF 和压气机气动研究室 CARL 进行试验。

3 燃烧室

3.1 双环腔燃烧室

为了降低燃烧室的排污,GE90 采用了双环腔燃烧室(图 9),发动机起动-慢车状态只向外环腔供油,此时在外环腔中的油/空气比高,气流速度低,燃烧维持时间长,能降低 CO/HC 排放值,且起动快、高空点火容易、不易熄火。在其它状态向两个环腔同时供油,油/空气比低,气流速度高,燃烧维持时间短,使得 NO_x 及烟量低。这种双环腔燃烧室还用

于 CFM56 低污染发动机上。

3.2 分级燃烧室

BM-R.R 公司与 PW 公司采用了前、后排列的分级燃烧室来解决污染问题。图 10 示出了 BM-R.R 公司拟用于 BR715 低污染改型发动机中的分级燃烧室,它的 NO_x 排放值将低于国际民航组织 CAEP I 标准规定值的 60%~70%。

3.3 多孔铸造与浮壁火焰筒

GE90 发动机采用了由 GTD222 合金精密铸造的火焰筒,筒壁上用激光钻出无数小孔,孔与壁面间有不同的夹角,对火焰筒形成了发散冷却,冷却效果好,对燃烧也有利,因此火焰筒长度是同等推力级发动机中最短的。

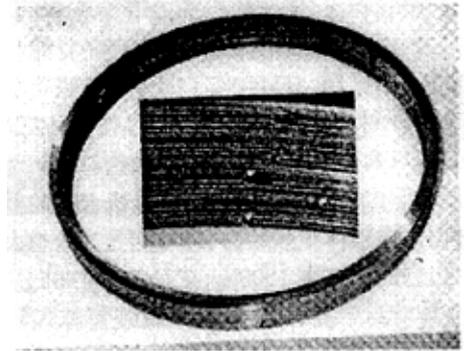


图8 高压压气机中与工作叶片对应的机匣内安装的刷式封严装置

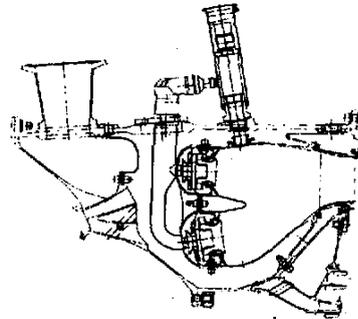


图9 双环腔燃烧室(GE90)

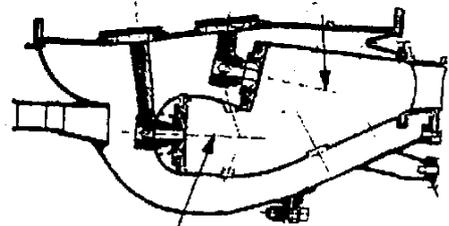


图10 分级燃烧室(BM-R.R)

PW公司在最近研制的发动机中采用了浮壁式火焰筒,它是在火焰筒与燃烧的混合气相接触的筒壁上,铆焊一段段的类似瓦片的衬块,衬块与筒壁间有一定缝隙流过冷却空气,这种结构改善了火焰筒筒壁的工作条件,延长了寿命,与燃气接触的衬块可以更换,因此不仅用于民用的PW4084上,而且也用于军用的F119上,是一种有使用前景的结构。

4 涡轮

4.1 反转的高、低压涡轮

在涡轮风扇发动机中,采用反转的高、低压涡轮结构,能减少飞机作机动飞行时作用于机匣及飞机上的陀螺力矩,而且有可能取消低压涡轮导向器,参与F-22竞争的两种发动机F119、YF120均采用了反向转动的结构,但F119仍然有低压涡轮导向器,YF120则无。

4.2 复杂、高效的冷却高压涡轮叶片

为了提高发动机性能,涡轮前燃气温度是不断上升的,例如在F119中已高达1850~1950K,这不仅需要采用更耐高温的第3代单晶材料,而且要采用冷却效果更好的冷却结构,其代表是图11示出的用于遛达800系列发动机中的高压涡轮工作叶片。在这种叶片上,叶身冷却通道分隔成五腔,冷却空气在这些空腔中折转。为增加冷却效果,腔壁上作有许多横向肋条。进入叶片内腔的冷却空气分高、低压二路流入。低压空气由叶冠上开的小孔流出,并在二个叶冠上后部的斜向肋条组成的收敛通道中膨胀,回收一部分能量;高压空气流过腔道后,由前缘、叶身及尾缘处的气膜孔流出,形成对叶片的气膜冷却。叶冠内也作有多排冷却槽道,对叶冠进行强制冷却。

4.3 导热系数低的热障涂层

在涡轮工作叶片表面喷涂热障涂层,可大大减小由燃气传给叶片材料的热量,也是一种提高涡轮

前燃气温度的有效措施,目前美国研制的热障涂层材料已能满足IHPTET计划中第二、三阶段的要求。

5 总体结构

图12示出了用于第4代战斗机F-22的F119发动机简图。由图中可以看出,高压转子后支点采用了中介支点,即高压涡轮后轴通过中介轴承支承于低压涡轮轴上,中介轴承的内环装于高压涡轮后轴上,外环装于固定在低压涡轮轴上的轴承座中。

高压转子后端通过中介支点支承于低压转子的总体布局,能减少1个承力框架与滑油腔,发动机长度也可减少,在GE公司的军、民用发动机(如F101、F110、F404、CFM56)上采用较多,但PW公司以往的军、民用发动机(例如F100、JT9D、PW2037、PW4000等)中却从不采用,直到20世纪90年代后期才在PW8000(民用)与F119上采用。这一事实说明今后发动机中将会普遍采用这种总体布局。

高、低压涡轮反向转动的设计中,高压转子后支点采用中介轴承时,该轴承油腔的封严较为困难,需采用一些特殊措施防止滑油外泄,例如采用浮动薄膜封严环,它能降低热端部件处油腔的泄漏量60%。

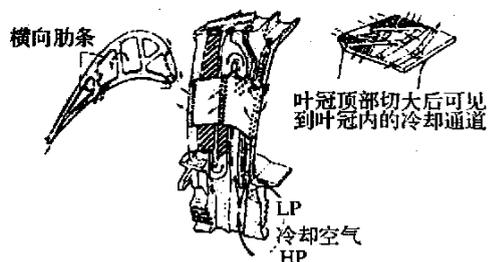


图11 复杂结构的高压涡轮工作叶片

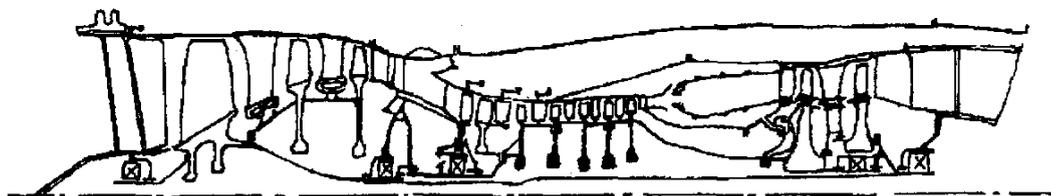


图12 第4代战斗机用发动机F119简图

6 新材料、新工艺在发动机上的应用

6.1 阻燃钛合金

高压压气机机匣一般不能采用钛合金,即使工作温度低于材料的许用温度也不采用,这是为了防止钛制工作叶片或其断片与钛机匣碰磨引起钛着火。为此,一些国家积极研制不易燃烧的钛合金或称阻燃钛合金。研究表明,在钛合金中加入大于20%的钒与大于13%的铬,能阻止钛的燃烧且具有较高的机械性能。目前美国已成功地将命名为合金C (Alloy C)的Ti-35V-15Cr用于制造F119的高压压气机机匣、加力筒体及尾喷管鱼鳞片。英国正在研制价格低廉的Ti-25V-15Cr-(2~3)Al的阻燃钛合金,它是在合金中加入少量的铝,而减少昂贵的钒含量,据称它的成本约为合金C的1/4,估计3~5年后能应用到发动机中,我国有关研究所参与了此项开发研究工作。

6.2 复合材料的风扇叶片

GE90发动机的风扇叶片,叶身高1.219m,叶根宽0.304m,如采用钛合金即使作成空心的,其作用于轮盘榫槽上的离心力也将大得使轮盘承受不了,为此采用了复合材料。即用IM7中碳纤维与增强的8551-7环氧树脂组成的称为“大力神”8551-7/IM7复合材料将叶身与叶根作成一体。为提高叶片抗大鸟的撞击,在叶片前缘及叶盆处用3M[®]AF191胶粘上钛合金薄片。5年多的使用考验证明这种设计是合用的。

在联合消耗性涡轮发动机概念验证机JETE C中,采用了带箍环的前掠风扇转子,即将风扇叶片的叶尖及叶根处用有机基复合材料OMC纤维缠绕成两个环(如图13所示),以提高效率、喘振裕度及抗畸变容限等。该转子风扇叶片前掠较大且带外箍环,用钛合金是难以制成的。通过试车,该风扇达到并超过设计目标,不仅能满足无人驾驶飞行器用短寿命发动机的要求,其技术也可转移到通用航空与民用涡轮风扇发动机上。

6.3 复合材料的风扇进口机匣

F119的风扇进口机匣原用钛合金铸造而成,后来改用复合材料制造。该进口机匣由一个轴承毂、多个翼型支柱、一个外支承环以及安装凸耳等组成,零件的各部分被模塑成一个整体。与钛机匣相比,该复合材料件重量减轻6.75kg。此外,整体的复合材料件形成成本明显低于钛组件制造成本,后者包括复杂的机加工及组装工序。目前全尺寸风扇进

气机匣已通过了最坏载荷条件下的静态试验并用于发动机上。该件的加工采用了由道一联合技术复合材料产品公司开发的先进的树脂传递成形法(ARTM),该方法可模塑出光滑的风扇进口机匣的进气路表面,不需再机加工即可满足最终尺寸要求。

6.4 碳化硅纤维增强的碳化硅基复合材料火焰筒

用碳化硅纤维增强的碳化硅基复合材料制作的火焰筒,壁温在1480℃下仍能工作,图14示出了用这种复合材料作的火焰筒,用它作的燃烧室能满足IHPTET计划第三阶段对燃烧室的要求。

6.5 陶瓷基复合材料发汗式冷却火焰筒

图15示出了用陶瓷基复合材料作的发汗式冷却火焰筒,它已在IHPTET计划第一阶段的一台发动机上得到验证。



图13 JETE C的OME整体带箍环前掠风扇环

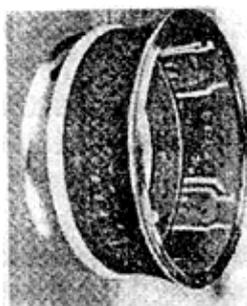


图14 碳化硅纤维增强的碳化硅基复合材料火焰筒



图15 陶瓷基复合材料火焰筒

6.6 非冷却热端构件

在执行IHPTET计划时,涡轮中采用了复合材料来作导向器叶片、工作叶片等零件。例如:用碳化硅纤维预成型陶瓷基复合材料作的导向叶片验证了联合技术验证机JTDE第三阶段的导叶叶身形状;用碳化硅纤维/碳化硅陶瓷基复合材料作涡轮后轴

承机匣的支板;陶瓷基复合材料作的涡轮级间封严环将在 JTDE 第二阶段试验;涡轮间过渡机匣采用尼卡隆(Nicalon)/SiC 纤维增强的陶瓷基复合材料后,可以减少主动冷却空气流量 100%,减重大于 50%。

图 16 示出了用于 JETEC 验证机所有非冷却的热端构件,其中,涡轮导向器、涡轮转子由碳/碳化硅制成;排气喷管由中空的碳-碳支板和内外流道的壳体焊接而成。试验表明该焊接组件可以承受大于 3400kgf 的轴向负荷,最高的工作温度可超过 1650℃。

6.7 “铸冷”的高、低压涡轮工作叶片

在 ATEGG 和 JTDE 中采用了“铸冷”高、低压涡轮工作叶片,该叶片将在比 IHPTET 计划第二阶段涡轮温度目标值高出 55℃ 的条件下进行验证。

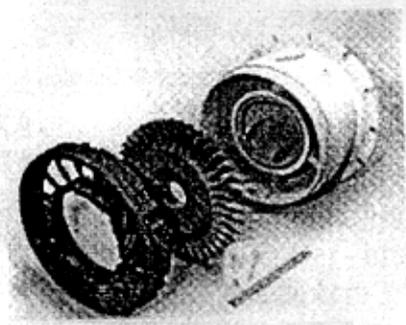


图 16 JETEC 非冷却热端部件

高温合金铸件可利用铸造过程中快速冷却来阻止强化相析出,并可获得较细的晶粒,取得类似固熔处理的效果,而省去再一次加热进行固熔处理的工序,且急冷亦减少了局部疏松的可能。这一铸造快速冷却改善铸造冶金性能的过程称为“铸冷”。

用“铸冷”作的涡轮导向叶片二片组件已在部件和发动机结构评估研究计划 CAESAR 验证机上通过了加速任务试车的耐久性试验。

6.8 不同材料焊接的涡轮转子

图 17 是 IHPTET 计划发展的一种用二种材料焊接而成的涡轮转子,由 NF3 制的轮盘在轮缘处开有许多三角形的槽,以减少轮盘的惯性矩,由 CMSX-4 作的工作叶片焊到轮盘轮缘上,因此称它为低惯量、双结构涡轮转子。对轮缘处合金进行细化处理后,预计该转子可以在 815℃ 下工作。

焊接转子结构也用于离心式压气机叶轮上,在 IHPTET 计划中,有一件由正交相变的超级 ALPHA

-2(Ti3Al)锻件与 γ 钛铝合金焊接在一起,形成了一个新颖的双合金离心式压气机叶轮。

在涡轮中,由两个零件焊接成的中空双辐板涡轮盘(图 18),不仅减轻了重量,而且提高了 AN^2 值。

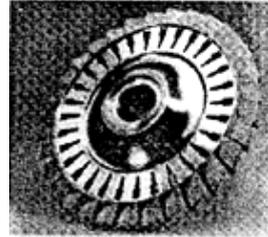


图 17 两种材料焊接的涡轮转子

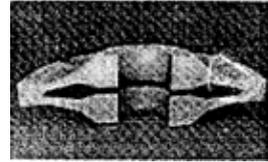


图 18 焊接的双辐板涡轮盘

6.9 双重热处理的涡轮盘

F119 的涡轮盘采用了双重的热处理以适应外缘与轮心的不同要求,即外缘采用了提高损伤容限能力的处理,以适应榫槽可能出现的微裂纹,轮心部分则采用提高强度的热处理。

6.10 钛金属基复合材料的低压涡轮轴

JTDE 验证机的低压涡轮轴是用钛金属基复合材料(MMC)作的,如图 19 所示。与用 INCO 作的低压涡轮轴相比,该轴不仅重量轻 30%,刚度还大 40%。

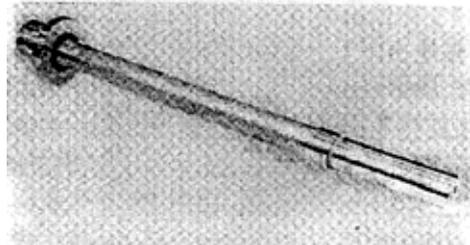


图 19 钛金属基复合材料低压涡轮轴

6.11 陶瓷轴承

用陶瓷材料作滚动轴承的滚子是今后解决轴承工作温度高的好措施,图 20 所示的钢(T-15)环、

陶瓷滚珠、碳/碳保持架的滚珠轴承已在气相润滑、499℃、40000r/m 和 45kgf 条件下进行了试验。图 21 所示的氮化硅滚珠、无保持架的止推轴承, 已成功地经受了 10h 以上的工作循环, 转速最大达到了 47000r/m, 仅使用燃油油雾作为润滑剂与冷却剂。

6.12 碳纤维加强复合材料的前轴承座

图 22 所示的是 R.R 公司为某军用验证机用碳纤维加强复合材料制造的前轴承座, 它能在 200℃ 以上的温度下工作, 与铸钛轴承座相比, 重量与成本均有明显的降低。

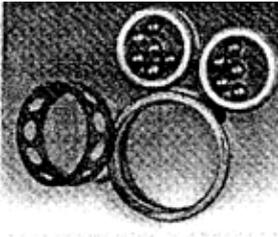


图 20 钢环、陶瓷滚珠、碳/碳保持架的滚珠轴承

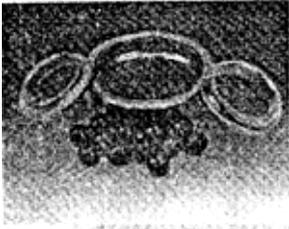


图 21 氮化硅滚珠、无保持架的止推轴承

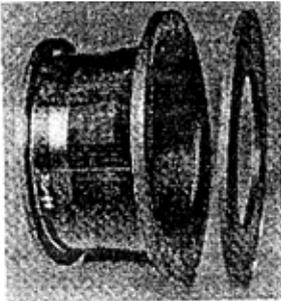


图 22 R.R 公司的复合材料前轴承座

6.13 激光冲击强化处理

激光冲击强化(Laser Shock Peening)处理是一种对材料或零件表面进行强化的技术, 利用激光冲击在材料或零件表面上产生压缩残余应力, 其压缩残余应力层厚度(约 1mm)是常规喷丸处理(层厚 0.25mm)的 4 倍, 因而其压缩残余应力也是常规的 4 倍。采用这种强化处理后, 零件的使用寿命可加长, 并可防止表面裂纹。在 IHPTET 计划中, 曾用它对风扇叶片进行处理, GE 公司在排放中还用它对使用过的 F110-GE-100、F110-GE-129 的第 1 级风扇叶片进行强化, 防止叶片裂纹。

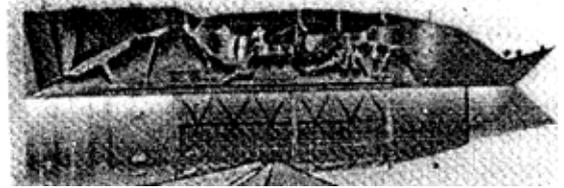


图 23 设想中的未来发动机

7 展望

根据未来飞机的要求及用于发动机的各种技术的发展, 10~15 年后, 应具有发展推重比为 25~30, 耗油率比 F119 低 20%~30%, 开发、生产、维修成本比 F119 各低 50% 的先进发动机的技术。图 23 示出了一种设想中的、用于未来战斗机的高推重比发动机示意图。在该发动机中将采用先进的气动设计, 使压缩系统级数少而总压比高; 广泛采用金属基、有机基或陶瓷基复合材料及超级合金, 超级冷却技术等, 使涡轮前燃气温度达到很高的水平; 整体叶盘的风扇与整体叶环的高压压气机, 反向转动的高、低压涡轮, 完善的间隙控制等, 使发动机具有高的推重比、低的耗油率。

注: 本文中引用的 ATEGG、JTDE、JTAGG、JETEC 及 CAESAR, 均为美国在实施 IHPTET 计划时用于验证所开发的技术是否合适的验证机或计划。

参考文献(略)