

# 整体叶盘在国外航空发动机中的应用

陈光

(北京航空航天大学, 100083)

**摘要:**整体叶盘结构简单,零件数少,效率高,结实,可靠性高等特点,近年来,广泛应用于航空发动机设计。本文主要介绍国外80年代整体叶盘的应用情况。

**关键词:**整体叶盘 加工工艺 结构设计 航空发动机

## 1 引言

通常,压气机及风扇的工作叶片(即转子叶片)均用其叶身下的榫头(多为燕尾型)装于轮盘轮缘的榫槽中,再用锁紧装置将叶片锁定于轮盘中。80年代中期,在航空发动机结构设计方面,出现了一种称之为“整体叶盘”或简称“叶盘”(Blisk)的结构,它是将工作叶片和轮盘作为一体,省去了连接用的榫头、榫槽,使结构大为简化。

在压气机中,叶片与轮盘作为一体,并不是近期的设计,在60、70年代研制的一些小型发动机的轴流—离心组合式压气机中,为了简化轴流压气机转子的结构,减轻重量,其叶片多作成小展弦比、片数少,这时常将叶片和轮盘作为一体,参见表1。例如美国特里达因CAE分公司,在60年代初期发展的推力增大大型J69-T-29发动机,为了提高推力所采用的主要措施是在离心式压气机前增加一级轴流式压气机以提高压比与空气流量。这个新增加的轴流压气机转子直径约为300mm,共有17片叶片,叶片、轮盘、轴即作成一体,即可用17-4PH沉淀硬化不锈钢精铸后经抛光而成,也可用403合金钢锻制后经机械加工而成。又如,法国透博梅卡公司于70年代初期开始研制并于1978年投入使用的阿赫耶发动机,其压气机采用了1级轴流与1级离心式压气

机组合的混合式压气机,轴流式压气机转子的叶片与轮盘即作成一体,是用TA6VPQ钛合金锻制后在5座标数控铣床上铣削加工而成。由此可以看出整体叶盘是指那些直径较大、叶片数多的将叶片与轮盘作成一体的结构。

## 2 整体叶盘结构设计特点

将叶片与轮盘作成一体后,首先轮盘的轮缘处不需加工出安装叶片的榫槽,因而轮缘的径向尺寸可以大大减少,从而使转子重量减轻。例如,F414发动机中的第二、三级风扇转子采用整体叶盘后,使转子重量减轻20.43kg,转子重量减轻后,将会对整台发动机减重起到较大作用(F414发动机与其原型机F404相比,推重比由7.5提高到9.0);RR公司的研究指出,采用整体叶盘结构与传统的叶片轮盘结构相比,重量最多可减少50%,若采用金属基复合材料(MMC)的整体叶环(Bling),则可减重70%(图1)。其次,使发动机零件数目大大减少,这不仅是由于叶片与轮盘作成一体而得到的,而且也是由于减少了每片叶片的锁紧装置而获得的。前述的F414发动机,高压压气机第三级也采用了整体叶盘,即它共用了五级整体叶盘,使发动机零件数减少了484件,这的确是一个不小的数目,零件数减少,不仅

收稿日期:1998-04-16

192880

1

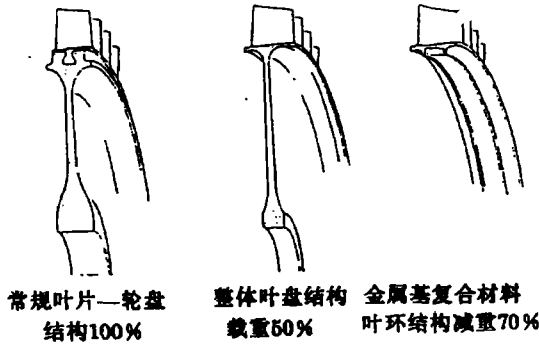


图 1 整体叶盘结构减重效果简图

使成本降低,而且也可以提高发动机的可靠性。另外,采用整体叶盘还可以消除在常规用榫头连接叶片与轮盘的结构中,气流在榫头与榫槽缝隙中逸流所造成的损失,还可以避免由于装配不当或榫头的磨蚀,特别是微动磨蚀、裂纹及锁片损坏等带来的故障。由于整体叶盘有这些特点,因而自 EJ200 发动机采用后,已被一些现代的军、民用发动机采用,特别是最近几年推广及使用更为迅速。

而整体叶盘也存在一些待解决的问题,这主要有二个问题,其一是加工问题,其次是如何保证损坏一片或几片叶片后,不会带来过大损失的问题。工作叶片常常会在工作中被外来物打伤,造成卷边、开裂、掉块,或由于振动而造成的裂纹等。在用榫头连接的结构中,可以更换单个损坏的或有缺陷的叶片,而整体转子即不能更换叶片,因此,有可能因一片叶片

损坏而使整体叶盘报废,综上所述,如果不解决这两个问题,整体叶盘这一具有特殊意义的结构,很难得到广泛应用。

### 3 80 年代以来整体叶盘的应用情况

#### 3.1 EJ200 航空发动机

据现有文献分析,EJ200 航空发动机可能是在大型发动机中第一次采用整体叶盘的发动机,此发动机有三级风扇、五级高压压气机,其中第 3 级风扇与第 1 级高压压气机采用了整体叶盘。其整体叶盘是采用焊接方法加工的,即每个单片叶片用电子束焊,焊到已加工好的轮盘外缘圆周上,从而形成了整体叶盘。

在 EJ200 航空发动机(图 2)的结构设计中,为了尽可能地减少外来物打伤整体叶盘叶片造成的损伤,接近发动机进气口第 1、2 级风扇未采用整体叶盘;在高压压气机中,第 2 级中的叶片叶高小、片数多,采用环形燕尾槽来安装叶片还是比较方便;加上短叶片采用整体叶盘后,在减轻重量上收益不像在长叶片中显著,这是因为短叶片必定很薄,离心力较小,因而轮缘的径向厚度较小,原始重量本身就小,在换用整体叶盘后,减重效果当然逊色,另外,多达数十片的叶片焊接比较困难,因此在高压压气机中只在第 1 级中采用整体叶盘。设计中考虑另一重要问题是叶片损坏的后果,在未发展出能在转子上对损坏部位进行修复工作

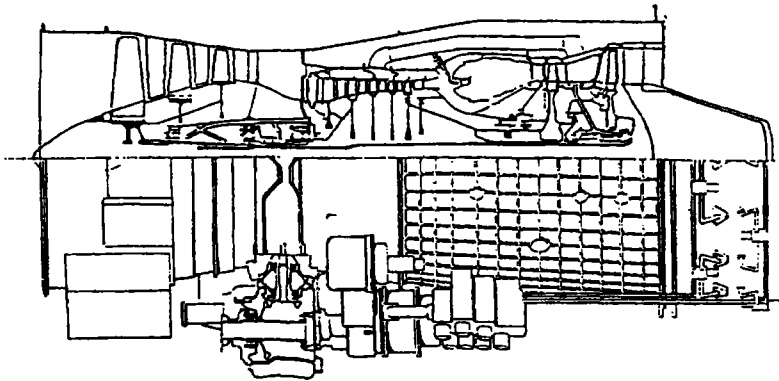


图 2 EJ200 航空发动机

时,不能将某一级的整体叶盘与其它级的转子焊接在一起,形成多级整体转子,以避免当某一整体叶盘的几片叶片损坏后,造成整个转子报废的严重经济损失。为此,在 EJ200 航空发动机中,第 3 级风扇的整体叶盘是用短螺栓连接到第 1~2 级风扇焊接的整体转子上的;高压第 1 级压气机的整体叶盘也是用短螺栓连接到第 2~5 级焊接的转子上的。因此,EJ200 航空发动机采用整体叶盘的结构,应该属于整体叶盘在大型发动机中应用的初级阶段。

### 3.2 F414 涡扇发动机

美国 GE 公司于 1991 年在用于 F/A-18 的 F404 涡扇发动机的基础上发展了推力增加、推重比由 7.5 提高到 9.0 的 F414 涡扇发动机(图 3)。在它的三级风扇中第 2、3 级采用了整体叶盘的结构;在七级高压压气机中,前三级采用了整体叶盘。

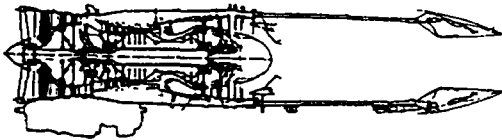


图 3 F414 涡扇发动机

GE 公司在整体叶盘的加工与应用上作了较大改进,上了一个新台阶,为推动整体叶盘在发动机中的广泛应用提供了好的经验。首先它发展了一种加工整体叶盘的新工艺,即电化学加工(ECM)的加工方法,对 F414 涡扇发动机的五个整体叶盘就采用了电化学加工方法加工。采用电化学加工方法加工整体叶盘有如下的优点:首先,与用五坐标数控铣床加工相比,加工工时减少约 85% (对于长叶片省时更多);可以避免叶片中产生的残余加工应力;叶片的粗加工即在坯料上开出叶槽、半精加工和精加工均可用 ECM 加工,加工后不必再进行手工抛光,加工出来的叶型,厚度公差为 +0.01mm,型面公差为 +0.01mm。在粗加工时,是将 ECM 的专用工具置于 GE 公司专

利的五坐标数控机床上,对坯料沿圆周进行开槽;在半精加工和精加工时,则采用具有叶型型面的电极对坯料进行加工。

GE 公司为了较好地解决整体叶盘被外来物打伤的问题,除了在结构设计中在叶片前缘采用具有较小振动应力及较高的抗外物能力的设计外,还发展了一套可行的修理叶片的方法。GE 公司根据 F404 涡扇发动机外场使用中,外物打伤叶片损伤的统计,有针对性地发展了一套修理方法。叶片的损坏不外卷边、裂纹、掉块等(图 4),图 5 示出了针对不同的损伤采用的修理方法。对于大的卷边,则将卷边处的材料去掉,然后用电子束焊补焊上一片补片,再按叶型量规进行修磨;对于叶片后缘尖部处的小卷边,则采用去掉卷边,然后进行打磨使之圆滑过渡;对于那些小的掉块,则直接用氩弧焊堆焊将缺口补上。所有这些补修过

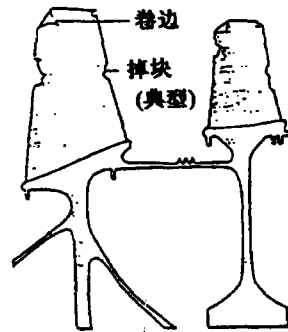


图 4 典型的叶片损坏情况

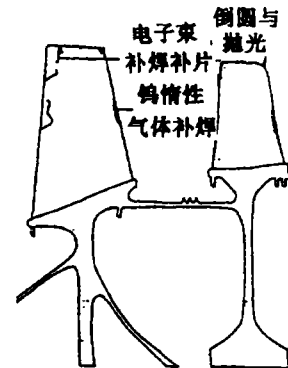


图 5 损坏叶片的修复方法

程均可在整体转子上进行。采用整体叶盘后为 F414 涡扇发动机带来的收益大大高于付出的代价。为此,在 F414 涡扇发动机上采用了五个整体叶盘。

F414 涡扇发动机风扇第 2、3 级均采用了由 Ti17 合金制成的整体叶盘,且两个整体叶盘还焊接在一起形成整体转子,高压压气机前三级也采用了整体叶盘,第 1、2 级由 Ti17 合金制成,且焊成一体,第 3 级则用 Inconel 718 镍基合金制成,将几个整体叶盘前后串起焊成一体的设计,是 F414 比 EJ200 发动机前进一大步的表现,它能进一步降低转子的重量,且能提高发动机的耐久性。

F414 涡扇发动机采用整体叶盘后,如前所述,带来许多好处,例如:发动机的重量减少,这是由于风扇转子可减重 20.43kg,高压压气机转子减轻 3.632kg,支承转子的结构也将减重;发动机的性能有所提高,这是由于减少了气流在榫槽中的泄漏,以及级间叶根处的容腔减少使气流在容腔中的迴流少而获得的;由于零件数减少了 484 件(与 F404 相比),不仅可降低生产成本,且发动机的可靠性还可提高;由于气流不会通过榫槽缝隙向前逸流,前级轮盘的温度还可稍低些,这对部件的寿命还有一定的好处等。

GE 公司在 F414 涡扇发动机整体叶盘的研制中,应用了同期工程的系统管理程式,使得在设计完成时,就能全面达到所要求的寿命、重量、可靠性、维修性、成本等的目标。

F414 涡扇发动机在发展整体叶盘结构所用的工作以及获得的成果,代表了 90 年代的水平,但它仍未在风扇第 1 级处采用。但是,随后的发展中,在一些试验性的发动机中,风扇第 1 级也采用了整体叶盘结构。

### 3.3 F110-GE-129R 航空发动机

1995 年,GE 公司着手将用于 F-16 以及将用于 F-15 飞机的 F110-GE-129 发动机进行改进,以延长发动机的寿命,提高热端部

件的检查间隔时间,改进的发动机命名为 F110-GE-129R。在 F110-GE-129R 发动机中,主要的改进是采用了一套新的风扇(图 6)。新风扇仍保持三级,且进口直径维持原来在 F110-GE-129 型中的尺寸,以便改进型的发动机能换装在原飞机上,但三级风扇叶片均换用了宽弦叶片,弦长比原型机长 50%,另外,所有三级的转子均采用了整体叶盘。由于新的风扇采用了宽弦与整体叶盘设计,使风扇部件效率提高,在维持发动机推力不变的条件下,涡轮前燃气温度可降低,使热端部件的检查间隔时间由 4000TAC 循环(战术空间循环 Tactical Air Combat Cycles)提高到 6000TAC 循环,每飞行小时的使用成本可节约 \$250.0,发动机在寿命期内的计划返修可少 3 次;如保持涡轮前燃气温度,则推力可增加 5.8%。由于三级风扇采用了整体叶盘,使转子的零件数只是 F110-GE-129 型的 1/3;由于采用宽弦叶片,使叶片前缘得到加强,提高了叶片抗外来物击伤的能力;新的风扇叶片在设计中,采用了三维气体动力学计算技术,提高了风扇的喘振裕度。

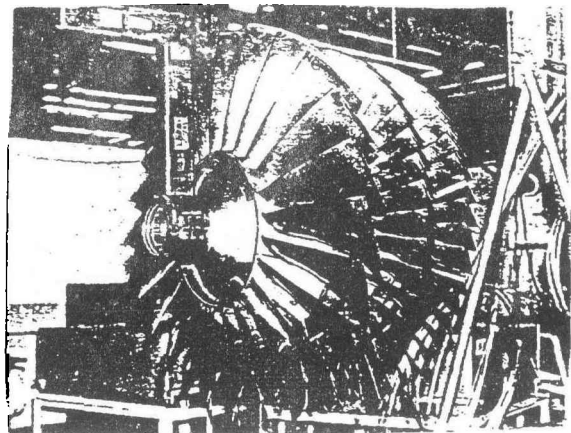


图 6 F110-GE-129R 发动机的风扇转子

### 3.4 F100-PW-229A 航空发动机

在 GE 公司对 F110-GE-129 发动机的

风扇进行改进的同时,普·惠公司也对其用于F-15、F-16飞机的F100-PW-229发动机的风扇作了类似的改进,即将三级风扇的叶片改为宽弦设计,转子采用整体叶盘,所不同的是仅后二级采用整体叶盘,第1级仍用常规的带榫根的设计。改进后的发动机命名为F100-PW-229A发动机。新的风扇部件效率增大,叶片的强度加大,除提高了叶片的抗外来物击伤能力外,在维持原F110-GE-229型推力不变的前提下,涡轮前燃气温度可降低49℃,热端部件的检查间隔周期也由4000TAC循环提高到6000TAC循环,如维持涡轮前燃气温度不变,则发动机推力可提高10%。改进的风扇试验工作始于1995年夏,到1996年3月已试验了280余小时,换装新风扇的发动机已试车110余小时,改型的发动机计划于1999年定型并投产。

### 3.5 GE公司的试验风扇

GE公司在1996年,又进行了一项新的风扇部件试验,该新风扇具有高速、小展弦比、前掠叶片的特点。由结构设计看,它采用了整体叶盘结构。试验的风扇由两级组成,第1级采用了前掠结构,第2级目前采用了常规的设计,将在1998年重新设计,以使后掠叶片的优点能充分发挥出来。具有高速、小展弦比、前掠叶片具有抗进气畸变能力大(约大80%),喘振裕度大(约大几个百分点),进气流量大(约大10%)因而推力也增大,效率提高等特点。此新的试验风扇(图7)已于1996年4~6月在美国俄亥俄州怀特-巴特森美国空军基地压气机试验台上试验,该两级压气机试验台称为GE公司前掠气动研究试验台(GESFAR试验台),此项试验工作得到美国空军及海军的资助,试验的整体叶盘由高强度钛合金制成,其叶尖直径约为508~635mm,空气流量约为100kg/s。

### 3.6 F119-PW-100 发动机

美国普·惠公司为先进战术战斗机ATF F

-22研制的推重比为10.0的F119-PW-100发动机,其中3级风扇、6级高压压气机的转子,全部采用了整体叶盘,是目前唯一一种在风扇与压气机中全部采用整体叶盘结构的发动机。它的第1级风扇叶片作成空心的,是用钛合金采用扩散连接方法作成的,用线性摩擦焊将空心叶片焊到轮盘上形成整体叶盘,使该级转子重量减少了32kg。

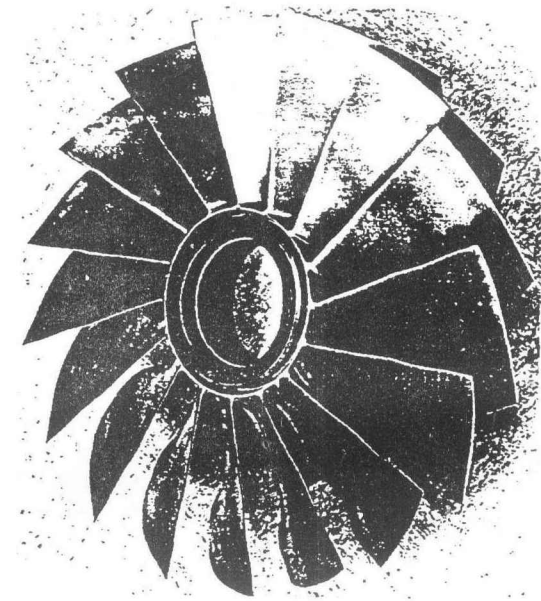


图7 GESFAR试验风扇的第1级风扇转子

### 3.7 BR715 发动机

在民用大型发动机中,90年代也开始采用整体叶盘结构。罗·罗-宝马公司于1994年启动的、为MD-95客机研制的BR715高涵道比涡扇发动机中,在风扇后的二级增压压气机(图8)全部采用整体叶盘结构,且两级前、后焊接在一起形成整体转子。它的整体叶盘是在五座标数控铣床上加工的。由于BR715发动机是第一种采用整体叶盘的发动机,有的航空公司对它的可靠性、维修性尚有怀疑,因此它还有第二个备选方案,即增压压气机的转子采用常规的带榫根的结构,到底采用整体叶盘与否,由用户即航空公司决定。BR715发动机还

是我国 AE100 飞机的候选发动机之一。

### 3.8 SNECMA 的 P.A.T. 计划

法国国营航空发动机研究制造公司

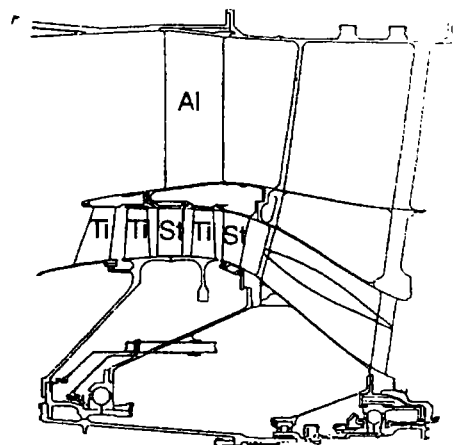


图 8 BR715 发动机增压压气机

SNECMA 于 1991 年开展了一项为发展新型民用发动机核心机的技术验证计划, 即 P.A.T. 计划 (技术活动计划 Pland' Action Technologique), 为该计划设计的技术验证机

中, 在 11 级压气机中第 8、9 两级采用了整体叶盘结构(图 9), 这实际上也是为整体叶盘结构在大型民用发动机中推广应用进行的技术探索。

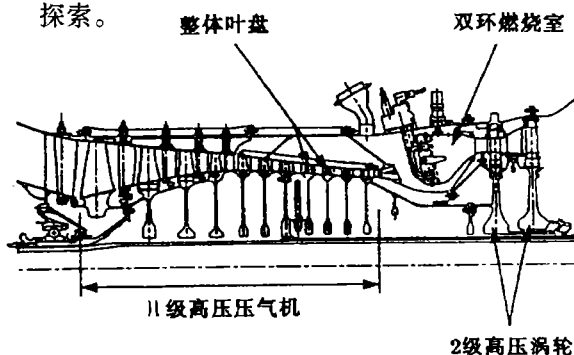


图 9 SNECMA 公司的 P.A.T. 计划的验证核心机

从以上两例说明, 整体叶盘结构在大型民用发动机中也将有广泛采用的前景, 至于小型发动机, 在 80 年代中期以来, 新发展的一些小发动机中, 整体叶盘结构在风扇、压气机中仍然是常采用的设计。

表 1 列出了 80 年代中期以来采用整体叶盘结构的部分发动机概况。

表 1 近期(80 年代中期以后)采用整体叶盘结构的发动机

发动机型号	军、民用	采用整体叶盘的级	特点
EJ200	军	N3 风扇, N1 HPC	单独, 与它级用短螺栓连接
F414 - GE - 400	军	第 2~3 级风扇, 第 1~3 级 HPC	分别焊接成整体转子
F110 - GE - 129R	军	第 1~3 级风扇	焊接成整体转子, 改进型
F100 - PW - 229A	军	第 2~3 级风扇	焊接成整体转子, 改进型
F119 - PW - 100	军	所有风扇及 HPC 级	N1 风扇叶片为空心的
GESFAR 试验风扇	军	N1 风扇	
BR715	民	二级增压压气机	两级焊接成一整体转子
P.A.T. 验证核心机	民	第 8、9 级 HPC	法国 SNECMA 公司

### 结束语

整体叶盘结构由于结构简单、零件数少、效率高、结实、可靠性高等特点, 早在 60 年代

初期就被一些小型、短寿命发动机采用, 随后在小型、具有混合式压气机的涡轴、涡桨发动机中得到广泛应用, 但是在大型的涡扇发动机中, 却迟至 80 年代中期才得到 (下转第 44 页)

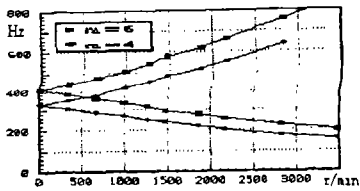


图 7 转动壳体行波频率计算值与实验值对比  
(静止坐标系下)

图 7 是在静止坐标系上前后行波频率,这时在每一转速下后行波的频率低于前行波。图中所示行波曲线在逐步向横坐标轴靠近,但不会象轮盘的行波振动一样,最后与坐标轴相交形成驻波临界转速。

## 结论

本文利用薄壳理论和传递矩阵法建立计算高速旋转壳体共振频率及振型的数学模型。计算结果表明,高速旋转壳体的行波振动不同于盘类,由于科氏力的作用在动、静坐标系下均有前后行波,几何参数和边界约束条件对其

模态参数的影响有一定的规律性,适当地选取这些参数可使系统避开共振。

采用瞬态激振方法对转动状态下的壳体进行振动特性试验,可方便地得到各转速下壳体的多个固有频率,简化了试验设备和试验时间。试验结果表明:在转动壳体中由于科氏力的影响,在转动坐标系中各阶振动模态存在不同频率的前后行波,验证了理论分析的正确性,为转动壳体的振动设计提供了可靠的试验依据。

## 参考文献

- 1 晏励堂. 高速旋转机械振动. 国防工业出版社. 1994.
- 2 高效节能发动机文集. 第五分册. 航空工业出版社. 1991.
- 3 郭宝亭. 高速转动旋转壳振动特性研究. [学位论文]. 北京:北京航空航天大学. 1997.
- 4 Takashi SAITO. The Vibration of Rotating Cylindrical Shells. 日本机械协会论文集. 52 卷. 474 号.

(上接第 6 页)

应用(EJ200),且受到较多的限制。直到 90 年代初,对大型、多叶片的整体叶盘有了精密抛光,数控铣,数控车,锻件铣削,电子束焊,电化学加工,线性摩擦焊等较好的加工方法。有了能在转子上对损坏叶片进行修复的工艺后,整体叶盘结构才在先进歼击机的发动机中得到较快的推广,不仅在新研制的发动机例如 F414、F119、F120 等发动机中,也在一些改进的发动机例如 F110—GE—129R、F100—PW—229A 等发动机中得到应用,而且采用的级数也多,还能将多个整体叶盘前后焊接在一

起形成整体转子,更为重要的是,易被外来物打伤的第一级风扇转子,也开始采用这一结构。随着 BR715、SNECMA 的 P.A.T. 技术验证机中采用整体叶盘结构,这一结构估计也将很快在大型民用涡扇发动机中得到广泛推广。为此,我们应该将这一既有悠久历史又是一项新颖的技术尽快移植到我国新研制的发动机中,从结构设计这一立场上,为大幅度提高国产发动机的性能,作出贡献。

## 参 考 文 献 (略)