

GE90-115B 发动机结构设计特点分析

陈光¹, 邱明星^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)



陈光(1930), 男, 教授, 长期从事航空发动机结构设计的教学、科研与生产工作。
(1. School of Jet Propulsion, Beihang University, Beijing 100191, China; 2. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

收稿日期: 2012-06-22

摘要: GE90-115B 发动机是目前世界上推力最大的发动机, 由 GE90-94B 发动机衍生发展而来。与传统的衍生发展不同, GE90-115B 发动机的高压压气机减少 1 级, 风扇转子支承作了重大改变, 将 1 号滚珠轴承改为直径特大的滚棒轴承, 滚珠轴承则置于风扇轴后端处。对风扇转子支承方式的变化作了深入分析, 同时对风扇、高压压气机、低压涡轮、轴承等的结构设计改进进行了分析, 可供航空发动机结构设计人员参考。

关键词: GE90-115B 发动机; GE90-94 发动机; 结构设计; 大涵道比发动机; 支承方式

Analysis of Structure Design Characteristics for GE90-115B

CHEN Guang¹, QIU Ming-xing^{1,2}

Abstract: GE90-115B is the largest thrust engine in the world, derived from GE90-94B. GE90-115B is different from traditional derived development. Its high pressure compressor is reduced one stage. The fan rotor support type is changed, its No.1 ball bearing is changed to the large diameter roller bearing, which is located on the rear of fan shaft. The changes of support type for fan rotors are analyzed, and the analysis of structure design for the fan, high pressure compressor, low pressure turbine and bearing are conducted, which provide the references to the aeroengine structure designers.

Key words: GE90-115B; GE90-94; structure design; high bypass ratio engine; support type

0 引言

波音公司于 1998 年底决定将 1995 年投入营运的 B777 客机的起飞总质量增大, 以延长飞机的航程与载客量, 为此 GE 公司提出了发展增大推力(也是世界上推力最大)的 GE90-115B 发动机。1999 年 7 月, GE 公司与波音公司签订协议, 将在 GE90-85B 和 GE90-94B 发动机基础上改进发展的 GE90-115B 发动机选为波音 777-300ER 和波音 777-200LR 客机的惟一动力装置, 使波音 777-300ER 客机在载客 365 人(3 级布局)时航程达 13427 km, 使波音 777-200LR 客机在载客 301 人时航程达 10417 km。

GE 公司于 2000 年 2 月启动了 GE90-115B 发动机的研制工作; 在 2001 年秋进行首台发动机试车, 当年 11 月创造了世界最大推力发动机的纪录; 于 2002 年 9 月 18 日装在 GE 公司专用的、由波音

747 客机改装的飞行试车台上进行飞行试验, 共飞行 48 次、217 h, 历时 152 d; 在 2003 年初, 将 GE90-115B 发动机装在波音 777-300ER 客机上进行总计 1600 h 的飞行试验; 2004 年初取得美国 FAA 及欧洲 JAA 的适航证; 使用 GE90-115B 发动机的波音 777-300ER 和 B777-200LR 客机分别于 2004 年 5 月和 2006 年初投入航线营运。中国国际航空公司引进的首架 B777-300ER 客机于 2011 年 7 月 27 日投入航线营运。

在大涵道比涡扇发动机衍生发展推力增大大型时, 通常在保持核心机和总体布局(如转子支承方式等)不变的前提下, 采用适当加大风扇直径、增加增压压气机与低压涡轮级数、个别前面级的涡轮叶片改用耐温更高的材料等方式。例如在 PW4000 系列发动机中, 从 PW4052 衍生发展为 PW4062, 从 PW4164 衍生发展为 PW4168, 从 PW4074 衍生发展为 PW4098, 这

些发动机的高压压气机与高压涡轮级数未变,风扇直径由 2.4 m 增大到 2.5 m,再增大到 2.8 m,增压压气机由 4 级增为 5 级再增至 6 级,低压涡轮则由 4 级增为 5 级再增至 7 级,发动机推力由 231.31 kN 增大到 435.93 kN。但是在 GE90 系列发动机中,由 GE90-94 发动机(下文称基准发动机)发展成 GE90-115B 发动机时,不仅将高压压气机级数从基准发动机的 10 级减为 9 级,而且风扇转子的支承方式打破了传统设计习惯,作了较大改动,采用 1 种全新的支承方式。因此严格讲,GE90-115B 发动机不能算是从基准发动机衍生发展的,更确切地说是从基准发动机核心机修改设计后匹配低压设计而成的,不是核心机派生发展(核心机不变)的概念。

1 总体结构设计特点

GE90-115B 发动机(如图 1 所示)的风扇直径由基准发动机的 3.124 m 增大到 3.251 m,增大了 0.127 m,从而增加了发动机的进口空气流量,并增大了推力;高压压气机将基准发动机的末级去掉,级数变为 9 级,加大了末级流通面积,使流过核心机的空气流量约增加 20%,发动机涵道比有所减小;增压压气机由 3 级增加为 4 级,使增压比约增大 20%,并维持发动机总压比基本不变。低压涡轮则仍维持基准发动机的 6 级。

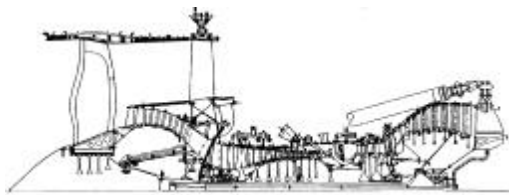


图 1 GE90-115B 发动机纵剖面

2 风扇设计特点

2.1 叶片与轮盘

GE90-115B 发动机风扇叶片(如图 2 所示)采用 3D 气动技术设计成 S 形后掠叶型,以减少超声速气流流入叶片时的损失,提高效率,这是 20 世纪 90 年代后期新研制的大涵道比涡扇发动机采用的新技术之一。风扇叶片的厚度与弦长均有增加,与基准发动机相比,其质量约增大 50%。风扇叶尖直径虽增大 127 mm,但包容环外径仅增大了 38.7 mm。

与基准发动机一样,GE90-115B 发动机的风扇叶片仍采用 GE 公司的复合材料,在叶片前缘包有钛

合金的保护套,以提高复合材料叶片抗外物损伤和气流冲刷能力。

由于风扇叶片弦长、直径、厚度和质量均加大,所以轮盘由基准发动机的 3 个小盘的盘鼓混合式结构改为 4 个小盘的盘鼓混合式结构,如图 3 所示。



图 2 GE90-115B 发动机带后掠的风扇叶片

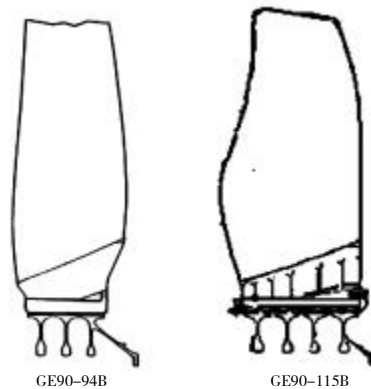


图 3 2 型发动机风扇轮盘结构比较

2.2 风扇转子支承方式

与基准发动机相比,GE90-115B 发动机的风扇转子支承方式改动最多,如图 4 所示。

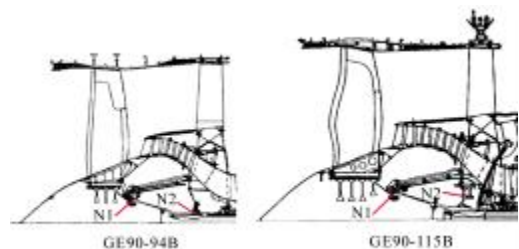


图 4 2 型发动机风扇转子支承方式比较

2 型发动机风扇转子支承方式的主要区别在于滚珠轴承位置不同。在以往的大发动机中除 RR 公司的 RB211 和 TRENT 发动机外,包括 GE 公司的 GE90-94 发动机在内的大多数民用大涵道比发动机紧靠风扇盘后的 1 号轴承均采用滚珠轴承,GE 公司于 20 世纪 90 年代在中国介绍的 GE90-115B 发动机风扇(如图 5 所示)盘后的 1 号轴承也采用滚珠轴承。但后来该发动机

(图 4)作了较大改动,将滚珠轴承和滚棒轴承位置对调,且滚棒轴承的尺寸改变也很大,见表 1。

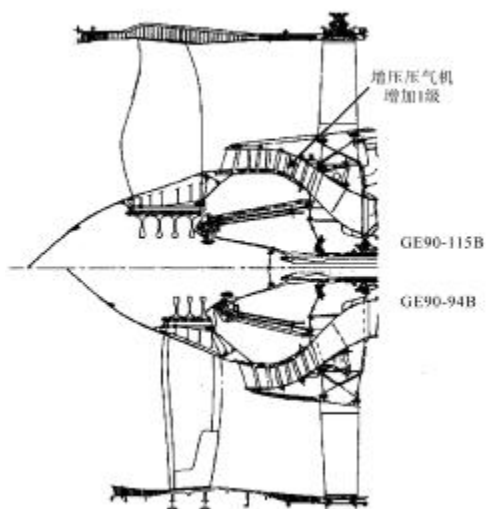


图 5 最初的 GE90-115B 发动机风扇转子支承方式与基准发动机的比较

表 1 2 型发动机 1、2 号轴承的类型和尺寸 mm

发动机型号	1 号轴承			2 号轴承		
	类型	内径	外径	类型	内径	外径
GE90-94B	滚珠	471	602	滚棒	183	—
GE90-115B	滚棒	503	575	滚珠	432	602

2.3 安全性设计特点

如前所述,GE90-115B 发动机风扇叶片的质量比基准发动机的增加 50%,当 1 片叶片从叶根处断裂甩出时,对风扇转子会产生较大的不平衡力与力矩,为减小风扇叶片从叶根处断裂时对发动机和飞机产生的不利影响,采取了以下 3 项措施。

(1)在紧靠风扇盘后的 1 号支点处采用直径较大的滚棒轴承,其内径由基准发动机的 183 mm 加大到 503 mm,增加幅度非常大,是这 2 型发动机风扇转子 4 个轴承中内径最大的,以提高叶片断裂时过大冲击载荷的承受能力。

(2)在以往 PW 和 GE 公司的大涵道比涡轮风扇发动机的 1 号支点采用滚珠轴承时,当 1 片叶片断裂甩出发动机后,风扇盘会绕滚珠轴承作回转运动,此时,与断片相对处的多个叶片会碰摩机匣,可能造成多片叶片断裂。改用大直径滚棒轴承后,限制了轮盘绕支点处的回转运动,使轮盘绕轴心线转动,且其他叶片不会与机匣碰摩。也就是说,如果转子有 1 片叶片甩离,产生很大的不平衡力,带来较大的振动,但转

子仍可正常地绕中心线运转。

(3)在风扇转子的 2 个支点处均采用减振措施(如图 6 所示),即在 1 号支点处采用带挤压油膜的弹性支座,在 2 号支点处采用弹性支座,以减小叶片断裂时外传的振动载荷。这是在众多的大涵道比涡轮风扇发动机中少有的。



图 6 1、2 号支点结构

采用上述 3 项措施后,当风扇叶片断裂时,发动机内部即使发生严重损伤,也不会有过大冲击载荷通过发动机安装节传到飞机上。

TRENT1000 发动机的 1 号支点处即采用滚棒轴承,为了更好地限制当 1 片叶片断裂甩出后轮盘不会绕轴承作回转运动,在该轴承后又增加了 1 个尺寸较小的滚棒轴承,如图 7 所示。

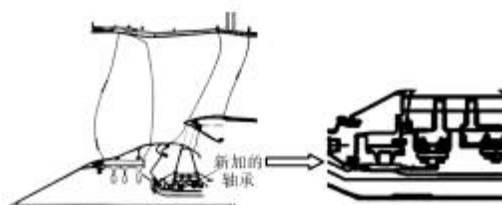


图 7 TRENT1000 发动机 1 号支点处增加 1 个滚棒轴承

2.4 滚珠轴承置于 2 号支点处

由于在 1 号支点处采用了滚棒轴承,承受转子轴向力的滚珠轴承只能置于 2 号支点处。GE90 发动机锥型风扇轴如图 8 所示。从图中可见,其风扇轴为一前粗后细的锥型轴,2 号支点处直径很小(约 180 mm),滚珠轴承如直接装在此处,承受轴向负荷的能力很小,为此,在此处安装了独特的带球头的外伸轴套,滚珠轴承套在此轴套外径处,再通过弹性支座装于风扇承力框架上,以承受低压转子的轴向和径向负荷。与基准发动机 1 号轴套相比,此滚珠轴承的外径相同(602 mm),而内径小 39 mm。

外伸轴套内装有球头,可利用球头的自位调节作用满足低压转子 3 个支点同心度的要求。

GE90-115B 发动机风扇转子的支承方式已用于

GE 公司的 GEnx 发动机中,如图 9 所示。中国 C919 客机采用的 LEAP-1C 发动机风扇部件也采用了该支承方式。

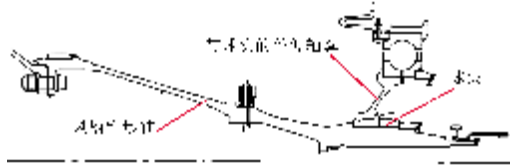


图 8 GE90 发动机锥型风扇轴

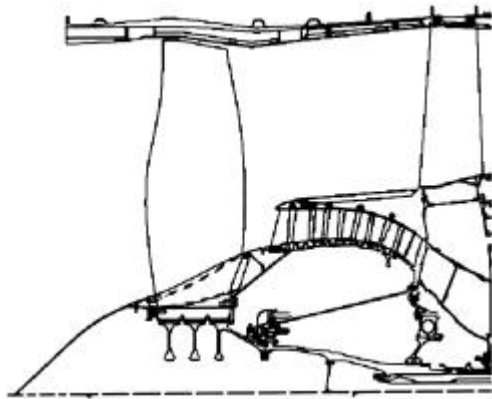


图 9 GEnx 发动机风扇

PW 公司研制的 PW6000 发动机的风扇支承方式采用了 GE90-115B 发动机的方式,如图 10 所示。但其安装 2 号滚珠轴承的外伸轴套是与风扇锥形轴一体的,因而外伸轴套内没有球头;另外,2 个支点均未采用弹性支座,仅在 1 号支点处单独采用了挤压油膜。

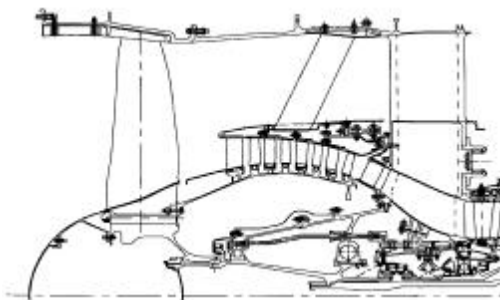


图 10 PW6000 发动机风扇和增压压气机的支承结构

3 采用带弹性支座的滚棒轴承

在基准发动机中,N3R(3 号支点是滚珠、滚棒轴承并列的结构,其滚棒轴承为 3R)、N4(高压转子后支点)及 N5(低压转子后支点)3 个滚棒轴承均采用弹性支座,其中 N3R 与 N5 还带挤压油膜。值得注意的是这 3 个轴承均与弹性支座做成一体,称为带支座的整体式轴承,如图 11 所示。这种将轴承的外环和与

其相配的弹性支座做成一体的结构,是 20 世纪 90 年代逐渐在航空发动机中推广应用的,不仅可减少发动机零件数和减轻质量,而且其可靠性也得到提高。在 GE90-115B 发动机中,除仍然采用了基准发动机中的 N3R、N4 和 N5 支点结构外,N1 支点还采用了折返式弹性支座,且支座与轴承外环也做成一体,从图 11 中可见,1 号支点的整体式轴承结构比其他 3 个更为复杂,代表了这种整体式轴承已从简单结构向复杂结构方向发展,相信今后还会出现更复杂的结构。这种带支座的整体轴承一般由轴承公司根据发动机研制方提出的要求完成设计与研制,例如德国 FAG 轴承公司的产品中就有多种带支座的整体式轴承。

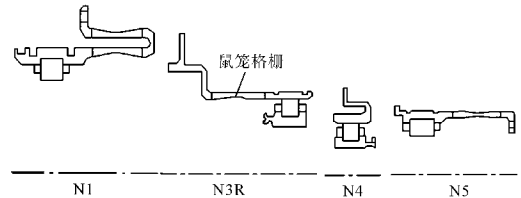


图 11 GE90-115B 发动机带弹性支座的滚棒轴承

4 其他结构

4.1 高压压气机

GE90-115B 发动机第 1 级高压压气机采用整体叶盘,做成单件的,而后几级是焊接在一起的,便于在叶片受到损伤时可分解下来进行修复。

4.2 低压涡轮

在 GE90-115B 发动机中,虽然风扇直径增加了 0.127 m,增压压气机增加了 1 级,但低压涡轮仍保留为基准发动机的 6 级,这在其他系列发动机增大推力衍生发展中从未有过。在低压涡轮中,各级的工作与静子叶片叶型按 3 维气动设计技术进行了改造,工作叶片采用低稠度设计,保持叶片气流通道型式与基准发动机的相同,同时还使 6 级工作叶片由基准发动机的 952 片减少为 852 片,减少了 10%。低压涡轮转速较基准发动机的提高 5.5%(高压涡轮转速提高 4%),为此,第 1 级工作叶片采用 GE 公司研制的单晶镍基合金 N5(高压涡轮工作叶片也采用该材料)。

4.3 低压涡轮前轴与锥型风扇轴

低压涡轮前轴亦称风扇中间轴,其后端用几个螺栓与低压涡轮第 1 级轮盘相连,前端插入锥型风扇轴内通过花键传递扭矩和轴向力,为了能通过核心机,中间轴的外径与基准发动机的一致,但传递的扭矩却比

基准发动机的大 1.3 倍,风扇叶片断裂时的瞬时扭矩则大 1.9 倍,显然采用基准发动机材料制造该轴已不适用;另外,其花键长 203 mm,是航空发动机中最长的(如图 12 所示)。为此,采用 GE 公司参与研制的 GE1014 材料,其拉伸强度为 1.965 GPa,比基准发动机选用材料的拉伸强度(1.84 GPa)约大 7%。GE1042 材料硬度较大(HRC=55),加工麻烦,日本 IHI 公司负责低压涡轮部件的设计生产,经过多次尝试后才最终完成。

锥型风扇轴(图 8)除传递的扭矩与低压涡轮前轴的一样外,由于 1 号支点改用了滚棒轴承,要求具有更高的可靠性,以保证在工作中决不会出现断轴故障,否则风扇盘会甩出发动机。另外此轴后端的内花键长,精度要求高,加工难度也很大。日本 IHI 公司也负责此轴的研发工作,最后完成的锥型风扇轴与低压涡轮轴连接成一整体,在扭转疲劳试验台(如图 13 所示)上完成了 50000 次循环疲劳扭转试验,验证了此 2 轴和花键联轴器均满足设计要求。



图 12 低压涡轮前轴



图 13 低压轴组合体在扭转疲劳试验台上试验

5 结束语

GE90-115B 发动机的结构设计和安全性设计具有非常突出的特点,代表了未来大涵道比发动机的发展方向,值得中国航空发动机技术人员思考、学习和借鉴。

参考文献:

- [1] Horibe Kyohei, Kawahira Kouji, Sakai Jun, et al. Development of GE90-115B turbofan engine [J]. IHI Engineering Review, 2004,37(1):1-8.
- [2] 陈光. GE90 发展与设计特点[M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:253-266.
CHEN Guang. Development and design characteristics of GE90 [M]// CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:253-266. (in Chinese)
- [3] 陈光. 遛达 700 发动机设计特点 [M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:225-232.
CHEN Guang. Design characteristics of Trent 700 [M]// CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:225-232. (in Chinese)
- [4] 陈光. RB211 三转子涡轮风扇发动机[M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:272-284.
CHEN Guang. Three rotor turbofan engine for RB211 [M]// CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:272-284. (in Chinese)
- [5] 陈光. PW4000 发动机设计特点[M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:202-209.
CHEN Guang. Design characteristics of PW4000 [M]// CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:202-209. (in Chinese)
- [6] 陈光. CF6-80C2 发动机结构设计特点[M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:195-201.
CHEN Guang. Structure design characteristics of CF6-80C2 [M]// CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:195-201. (in Chinese)
- [7] 陈光. 波音 777 及其所用发动机一些设计特点 [M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:238-252.
CHEN Guang. Some design characteristics of all engines for B777 [M]//CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:238-252. (in Chinese)
- [8] 陈光. 用于 A380 的遛达 900 发动机[M]// 陈光. 航空发动机结构设计分析. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:233-237.
CHEN Guang. Trent 900 engine for A380 [M]//CHEN Guang. Analysis of Aeroengine Structure Design. Beijing:Beihang University Press, 2006:233-237. (in Chinese)
- [9] 陈光. 用于波音 787 的 GENx 发动机设计特点[J]. 航空发动机, 2010,36(1):1-6.
CHEN Guang. Design characteristics of GENx engine for B787 [J]. Aeroengine, 2010,36(1):1-6. (in Chinese)
- [10] 陈光. 遛达 1000 发动机设计特点 [J]. 航空发动机, 2009,35(4):1-6.
CHEN Guang. Design characteristics of Trent 1000 [J]. Aeroengine, 2009,35(4):1-6. (in Chinese)