

遑达发动机及其第五阶段燃烧室

Trent Engine and Its Phase 5 Combustor

李杰 / 西安航空动力股份有限公司

摘要: 罗·罗公司的第五阶段燃烧室是一种先进的航空发动机燃烧室,代表了该公司燃烧室工程技术发展的成就。本文对第五阶段燃烧室原理作一概括性介绍,并就该燃烧室与遑达系列发动机之间的关系进行分析,供相关人士参考。

关键词: 第五阶段燃烧室; 贫油直混燃烧; 遑达发动机

Keywords: phase 5 combustor; lean direct mixing combustion; trent engine families

0 引言

对于大型商用发动机燃烧室,世界三大航空发动机制造商(英国罗·罗公司、美国普惠公司和美国GE公司)所采用的技术是不同的。美国GE公司以TAPS燃烧室(双环预混旋流器燃烧室)为代表,美国普惠公司以TALON燃烧室(先进低氮氧化物排放燃烧室)为代表,而英国罗·罗公司则以第五阶段燃烧室为代表,这些先进的技术代表了现代航空涡轮发动机燃烧室工程技术进展的成就与发展方向。

1 第五阶段燃烧室

1.1 结构特点

罗·罗公司第五阶段燃烧室为单环腔燃烧室,头部采用气动雾化喷嘴和旋流器结构。与“富油燃烧-猝熄-贫油燃烧”(RQL)燃烧室类似,第五阶段燃烧室的室壁上有两排补燃空气进气孔(图1),因此第五阶段燃烧室的组织燃烧也是轴向分区的。

早期的第五阶段燃烧室没有采用带“瓦片”的火焰筒结构,即没有采用浮壁式燃烧室结构。从遑达500开始,罗·罗公司在第五阶段燃烧室中引入了浮

壁式燃烧室,并且是简单易维护的单环浮壁式燃烧室。

浮壁式燃烧室(图2)最早用在V2500、PW4084等发动机中。浮壁式燃烧室是在整环的火焰筒内壁(与燃气接触的壁面)上铆接像瓦片的衬块,衬块与火焰筒内壁之间留有一定的缝隙,燃烧室的二股气流从火焰管上的小孔流入此缝隙中,对衬瓦与火焰筒进行冷却,冷却效率高,对组织燃烧有利,可使氮氧化物(NO_x)排放量非常低,能满足目前与将来的环保要求。

1.2 第五阶段燃烧室的排放特性

罗·罗公司第五阶段燃烧室应用的是贫油直接混合燃烧技术,是目前最流行的三种低污染燃烧技术之一,这

三种低污染燃烧技术分别是贫油预混预蒸发燃烧(LPP); 贫油直接混合燃烧(LDM)以及富油燃烧-猝熄-贫油燃烧(RQL)。

第五阶段燃烧室的组织燃烧是在单环腔燃烧室基础上,发展了轴向分级的燃烧技术,此类燃烧室也是单环腔燃烧室的一种。燃烧室的原理是不改变空气分配比,而是调节各区的燃料分配,从而使燃烧温度维持在一个相对恒定的水平上,并将慢车和起飞状态分开,以实现发动机低排放。当燃烧室开始工作时,首先将一部分燃料喷到燃烧室的第一燃烧区,其他的燃油先与空气混合,再喷入下游的第二燃烧区或主燃烧区,以使 NO_x 排放量最低。第一燃烧区在发



图1 第五阶段燃烧室内部结构



图2 V2500燃烧室的浮壁结构

动机起动至慢车状态工作,第2燃烧区在大功率状态下工作。轴向分级燃烧室的优点是点火快速可靠、主区燃烧效率高、燃烧室出口径向温度剖面可发展到一个满意的水平,出口温度场品质好,并且一旦发展到满意的水平就不再变化。

应用于遄达发动机的第五阶段燃烧室的 NO_x 排放均能很好地满足国际民航组织的CAEP 6标准要求。

1.3 第五阶段燃烧室的进一步发展

罗·罗公司采用LDM 技术发展的低污染燃烧室是用于新一代发动机遄达1000的ANTLE燃烧室(图3)。该燃烧室是一个单环腔分级燃烧室,其 NO_x 污染排放比CAEP2 标准降低了50%。遄达1000的燃烧室依然属于罗·罗公司的第五阶段燃烧室,并保持了可拆换瓦片(18块)的浮壁式火焰筒。通过改进几何结构的设计以控制 NO_x 的生成,采用24个空气雾化燃油喷嘴,使其主燃区比同样采用单环腔燃烧室的RB211-524/535燃烧室的主燃区容积增大24%,改善了再点火性能,而总容积却减少了30%,控制了污染物的排放。

2 在遄达系列发动机上的应用

罗·罗公司于20世纪60年代后期研发了西方商用发动机中唯一采用三转子的高涵道比涡扇发动机RB211,最初的生产型RB211-22B(推力186.5kN)于1972年4月装在L1011三发客机上投入航线使用。在RB211投入使用后,罗·罗公司平行衍生研制了RB211的推力增大大型RB211-524和推力缩小型RB211-535等系列发动机。

1988年,为了满足MD-11和波音747-400X飞机的需要,罗·罗公司又提出在RB211-524G/H的基础上发展推力加大的RB211-524L(推力285.7~302.6kN)。

早期,罗·罗公司研制的发动机均以英国的河流名称命名,例如:康维、达特、奥林帕斯和斯贝等,但自RB211起,罗·罗公司改变了用河流名称命名发动机的做法,这可能是由于罗·罗公司合并了英国另一家布里斯托尔发动机公司有关,合并以后研制的发动机以两公司第一个字母R、B组合成RB,其后紧跟数字,如RB211和RB199等。1990年,罗·罗公司恢复以英国的河流名称命名的做法,将RB211-524L改名遄达600,从此开创了遄达系列发动机的发展。因此,遄达系列发动机是罗·罗公司20世纪90年代后开始研发的三转子高涵道比涡扇发动机,是为大型商用客机而发展的继RB211系列发动机之后的新发动机。

由于MD-11和波音747-400X先后取消,因而罗·罗公司停止了遄达600的发展工作,自2002年以后,罗·罗公司产品目录中已无遄达600这一型号了。在其现行的产品目录中,遄达系列发动机包括:遄达700、遄达800、遄达500、遄达900、遄达1000和遄达XWB。

20世纪90年代初,罗·罗公司发展了用于空客A330的遄达700和用于波

音777的遄达800。20世纪90年代后期又发展了用于空客A340-500/-600的遄达500和用于空客A380的遄达900。21世纪初发展了用于波音787梦想飞机的遄达1000。现在,罗·罗公司正在为A350研发遄达XWB新一代先进航空发动机。

为了满足国际民航组织的排放标准要求,罗·罗公司将新研发的第五阶段燃烧室用于遄达系列发动机。在遄达系列发动机的演化过程中,不同型号的遄达系列发动机所应用的第五阶段燃烧室也略有不同。

2.1 遄达700发动机的燃烧室

遄达700发动机的燃烧室为低排污设计,属于罗·罗公司研发的第五阶段燃烧室。所采用的主要减排措施为减小火焰筒总的面积30%,加大头部主燃烧室容积32%。前者可降低氮氧化物(NO_x)排放量,后者可提高在10000m 高空的重新点火性能。遄达700发动机的燃烧室采用了24个简单的气动雾化喷嘴以改进油气的混合效果并降低发烟量。

2.2 遄达800发动机的燃烧室

遄达800是在遄达700型发动机的基础上衍生发展而来,风扇直径达到了

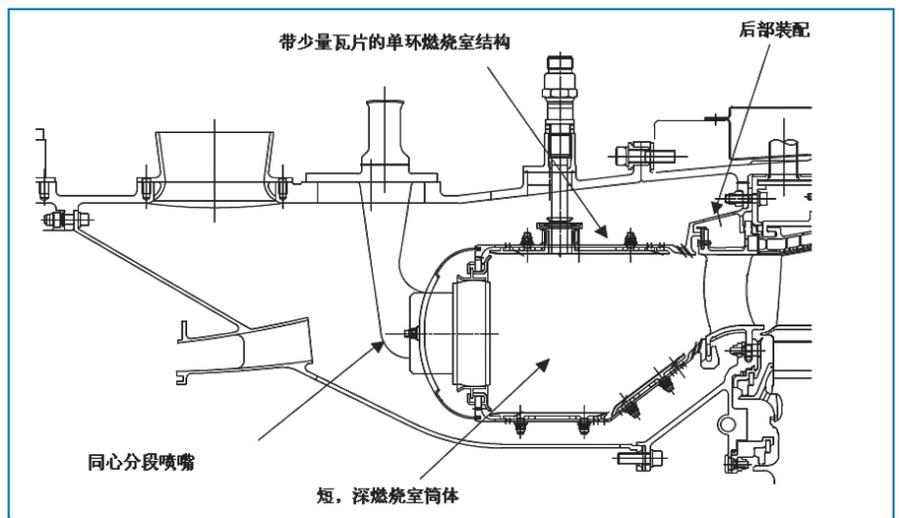


图3 ANTLE低污染燃烧室结构简图

2.794米(比遛达700风扇直径加大了约0.6米)。由于遛达800与遛达700的核心机基本相同,其燃烧室也为低排污设计,都属于罗·罗公司研发的第五阶段燃烧室。

2.3 遛达500发动机的燃烧室

遛达500发动机的风扇尺寸与遛达700的相同,核心机源自遛达800,中、高压压气机、涡轮与燃烧室由遛达800按比例缩小而成,从而加大了发动机的涵道比。遛达500的燃烧室为具有20个气动喷嘴、2个点火电嘴的环形燃烧室。火焰筒采用了带“瓦片”的结构,即浮壁式燃烧室,属罗·罗公司的低氮氧化物(NO_x)排放和简单易维护的单环浮壁式燃烧室。

2.4 遛达900发动机的燃烧室

遛达900的涵道比大于8.0,采用了比遛达800更大的风扇和比遛达800更小的核心机。遛达900的燃烧室继承了罗·罗公司第五阶段低氮氧化物(NO_x)和简单易维护的单环浮壁式燃烧室的特点,采用20个环状燃烧室喷嘴雾化喷油。火焰筒的头部采用C1023镍基合金铸造而成,火焰筒壁上的冷却孔是激光钻成的斜孔,孔深较长,加强了对流冷却效果;斜孔又使冷却空气进入火焰筒时,沿火焰筒壁面上形成冷却用的空气膜,再用激光钻孔提高了孔位置与孔径的精确度,因而能精确地在火焰筒各个孔中分配冷却空气流量,以提高冷却效果。另外,在火焰筒内壁上采用了隔热涂层,以进一步降低火焰筒壁的温度。

2.5 遛达1000发动机的燃烧室



图4 遛达1000燃烧室实物

遛达1000的燃烧室依然采用罗·罗公司的第五阶段的可拆换瓦片(18块)浮壁式火焰筒,由先缓扩后突扩的双级扩压器机匣采用锻件机械加工而成,无焊接处。

3 启迪与思考

由上述分析可以看出,遛达系列发动机的燃烧室均为第五阶段燃烧室,但各系列遛达发动机的第五阶段燃烧室仍有很大不同。如:燃烧室筒壁的结构不同,气动雾化喷嘴数目不同,燃烧室扩压器和筒体的冷却孔加工方法不同等,但所有遛达发动机燃烧室的组织燃烧原理是相同的,全都采用了气动雾化喷嘴和轴向分区燃烧,属于单环贫油直接混合燃烧,显示出了极强的技术延续性和不断改进性。

商用航空发动机与军用发动机相比具有更高的安全性、可靠性和经济性,因此商用航空发动机的设计理念和和技术应用有很强的延续性。对于大型商用航空发动机而言,没有哪一种型号的航空发动机设计理念是全新的。

整个遛达系列发动机涵盖了236.0~423kN推力级别。整个遛达系列发动机技术传承性强,动力范围宽,市场覆盖面广,几乎可以满足现有各类大型商用飞机的动力需求,技术与市场都相当成功。由于英国罗·罗公司的遛达发动机是非常成功的商用航空发动机,其设计理念也非常先进。本文期望对于了解罗·罗公司遛达发动机的技术特点和第五阶段燃烧室的专业人士有所帮助。

AST

参考文献

- [1] 李杰.先进低氮氧化物排放燃烧室技术分析[J].航空科学技术,2010(4).
- [2] 李杰.TAPS燃烧室燃油喷嘴结构特点分析及思考[J].航空科学技

术,2010(1).

[3] 李杰.GEnx发动机TAPS燃烧室结构设计特点分析及启迪[J].航空动力技术,2008,29(2).

[4] 李杰.富油燃烧—猝熄—贫油燃烧(RQL)先进燃烧室技术[J].2010(4).

[5] S.Colantuoni, S.Bake, J.P.Badet. Low emissions combustors development for new aero-engines core applications [C]. Venice: ECCOMAS, 2008.

[6] 金捷,岳明.燃气涡轮发动机低污染燃烧室的发展趋势及思考[C].中国航空学会,2007年学术年会论文集,动力专题81.

[7] 史家荣,徐华胜.民机发动机燃烧室设计特点与研制的关键技术[C].中国航空学会,2007年学术年会论文集,动力专题57.

[8] 彭云晖,许全宏,张弛,林宇震,刘高恩.我国大飞机发动机低污染燃烧室发展考虑[C].中国航空学会,2007年学术年会论文集,动力专题54.

[9] Paul Madden.Particulates from aircraft engines, safeguarding airport air quality: angles of approach. Manchester: 2007-04-12.

[10] David L. Daggett, Stephen T. Brown, Ron T. Kawai. Ultra-efficient engine diameter study. NASA/CR-2003-212309.

[11] Jeffrey K. Schweitzer, John S. Anderson, Hermann Scheugenpflug, Erich Steinhardt. Validation of propulsion technologies and new engine concepts in a joint technology demonstrator program. XVII ISABE 2005-1002.

作者简介:李杰,高级工程师,从事外贸技术与管理工作。