

航空发动机燃烧室的现状和发展

张宝诚

(沈阳航空航天大学 航空航天学部, 沈阳 110136)



张宝诚(1940),男,教授,主要研究方向为航空发动机燃烧室设计与分析。

收稿日期: 2013-01-16

摘要:论述了燃烧室设计中各项技术指标的相互制约,分析了第 3、4 代发动机燃烧室的技术特点和燃烧室设计及研究方法的新进展。较详细介绍了驻涡(TVC)、富燃-快掺混-贫燃(RQL)、双环腔预混旋流(TAPS)、多喷嘴单元体和陶瓷燃烧室,指出其适用性。主动燃烧控制中更为主要的是出口温度分布系数控制,长远研究应开发快速、灵敏、配置严格的油气管理系统。最后讨论了燃用液氢的可行性。建议应加快 CCD 与燃烧室目标设计相结合的研发过程。

关键词:航空发动机;燃烧室;主动燃烧控制;氢燃烧;计算燃烧动力学

Status and Development of Aeroengine Combustors

ZHANG Bao-cheng

(Department of Aerospace, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The interactions of various technical targets in combustor design were demonstrated. The technical characters of the 3th-4th generation engine combustors and new advances of the combustor designs and the development methods were analyzed. The trapped vortex combustor, the rich queanch lean combustor, the twin annular premixing swirler combustor, the multiple -injectors -units, and the ceramic combustors were introduced in more detail, denoting their suitabilities. The temperature distributive coefficient control at the combustor outlet are more importance in the active combustion control, and the long-term research shall develop a fast, sensitive and strict disposed system of the fuel-air management. The feasibility with the burning of liquid hydrogen was discussed. The development process of the interactive binding of CCD with the combustor target design should be promoted.

Key words: aeroengine; combustors; new structures; active combustion controls Liquid hydrogen burning; CCD

0 引言

航空发动机已经历 4 代发展。燃烧室出口温度从第 1 代的低于 1150 K 至第 4 代的 1800~2000 K,每一代以 200~250 K 的温度递增。正在研发的第 5 代发动机的燃烧室出口温度为 2000~2200 K,已接近煤油的理论燃烧温度极限。现代航空发动机燃烧室建立在高性能、高可靠性、宽稳定工作范围的设计基础上。由于发动机的发展要求不断提高推重比,因此,它必须在更高压比和燃烧室进、出口温度下工作,同时期望高功率下热力循环更有效,这将使未来的发动机工作循环不可避免的产生较高的 NO_x 和烟排放,因此,低污染设计就成为燃烧室性能的关键指标之一。其原因有:(1)NO_x 排放量影响民机获得适航证;(2)排气冒烟和 NO₂ 的可见性影响军机的隐身性能;(3)为了使

全功率下 NO_x 和冒烟排放最低,必须使火焰筒主燃区变贫,这使低工况的燃烧稳定性明显降低和高空再点火困难,这将影响军机的飞行包线和可操纵性。

本文主要论述现代军用发动机燃烧室和新型燃烧室,并简明论述传统燃烧室的重要改进和设计思想、方法的变化,提出研发的主要框架。

1 现代燃烧室的技术特点

对于军、民用发动机燃烧室,其设计指标的相对重要性可表述为:

(1)对于军用发动机燃烧室,燃烧效率高、火焰稳定和高空点火好、NO_x 少是关键指标;出口温度分布均匀、总压损失小、寿命长、尺寸小、质量轻、冒烟少、维修简单是很重要指标;CO 少是关键指标。

(2)对于民用发动机燃烧室,燃烧效率高、寿命长和 NO_x 少是关键指标;出口温度分布均匀、总压损失

小、尺寸小、质量轻、冒烟少、维修简单是很重要指标；火焰稳定、CO 少、成本低是重要指标。而火焰稳定不是关键指标。

燃烧室的设计和研发要进行多项技术指标的折中和权衡,如:(1)提高射流掺混,改善温度场,但使压力损失增大,总压恢复系数降低;(2)缩短燃烧室长度,可能会引起低状态下燃烧效率过低;(3)采用空气雾化喷嘴提高了雾化质量,减少了排气冒烟,但熄火边界变差;(4)减少排气冒烟采取的主燃区设计会增加 NO_x 的排放;(5)为了提高火焰筒寿命,加强冷却,增加冷却空气量,这会减少掺混空气量在总空气量中的比例,影响燃烧室出口温度分布。

现代燃烧室的技术特点见表 1。

表 1 现代燃烧室的技术特点

发动机型号	主要性能参数				燃烧室设计特点			
	T ₃ K	Sfc kg/daN·h	π _c	F/W	形式	火焰筒	L/h	喷嘴
A Π31Φ	1665	0.795	23.8	8.20	短环	机加锻焊	1.86	28 个压力雾化
F100-PW-100	1672	0.680	25	7.80	短环	机加环段	2.75	16 个空气雾化
F404	1589	0.750	25	8.00	短环	机加隔热涂层	2.6	18 个组合空气雾化
F110-GE-100	1700	0.700	30	7.20	短环	机加无烟燃烧	2.32	20 个双锥喷嘴
RB199	1600	0.662	23.5	7.93	短环	机加锻造	2.06	12 个 T 型蒸发管
F119	1973	0.622	26	>10	短环	浮壁式	2.80	组合式空气雾化
EJ200	1850	0.740	26	10	短环	机加环涂层	1.73	蒸发管
M88 III	1843	0.898	25	9.4	短环	机加多孔气膜	1.96	空气雾化喷嘴
V2500	1700	0.585	28-36	5.84	短环	浮壁式	2.0-2.32	20 个空气雾化
PW4084	1574	0.602	34.2	6.0	短环	浮壁式	2.29	24 个空气雾化
CFM56-3	1646	0.680	23.9	5.5	短环	机加双环腔	2.38	20 个空气雾化
CF6-80	1588	0.602	31	6.8	短环	机加涂层	1.94	30 个空气雾化
GE90 长涵道	1646-1703	0.659*	25.3-39		短环	机加双环腔	1.48	30 个旋流杯压力雾化喷嘴 径向分级

从表中可以看出:

(1)第 3 代(推重比 8)、第 4 代(推重比 10)战斗机发动机燃烧室工作压比均在 25 左右(F110 发动机燃烧室除外),即发动机的增压比没有明显增加。燃烧室出口温度第 3 代平均为 1645 K,第 4 代平均为 1889 K,平均增加 244 K。其中 F119 发动机燃烧室出口温度比 F100 发动机的增加了 301 K。因此,第 4 代发动机推力明显增加,其中燃烧室出口温度提高是主要原因之一。

(2)F119 发动机的耗油率比 F100 发动机的低

0.058 kg/daN·h,EJ200 和 M88 发动机的耗油率基本与第 3 代的持平。因此,可以认为,第 4 代发动机燃烧室的燃烧效率没有明显提高或略有提高。

(3)第 3、4 代军机燃烧室均为短环形燃烧室,其火焰筒长度/腔高比大部分 >2.0,只有 A Π31Φ 和 EJ200 发动机的 <2.0。F119 发动机的火焰筒长度/腔高比与 F100 发动机的基本相同。因此,从第 3 代至第 4 代发动机,火焰筒的长度并没有明显缩小。从燃烧室设计角度考虑,燃气在火焰筒中的停留时间和化学反应时间也已权衡在比较合适的范围,进一步缩短火焰筒长度需要创新结构。

(4)对于民航发动机,燃烧室出口温度稳定在 1350 ℃左右。其耗油率平均为 0.626 kg/daN·h,比军机的耗油率平均低 0.105 kg/daN·h。因此,民机燃烧室在设计上提高燃烧效率仍然是极大的挑战。从增压比考虑,民机燃烧室的压比基本为 25~38。

(5)F119、PW4084、V2500 和 F100-PW-229 发动机均采用了浮壁燃烧室结构,减少了热应力。从设计上强调了热端部件的维修性,这种结构火焰筒在高热容强度下由于冷却完好,能保证稳定可靠地工作。但采用浮壁板增加了燃烧室质量,一般约增加 30%。

(6)美国多采用空气雾化喷嘴,欧洲常采用蒸发管,俄罗斯多采用压力雾化喷嘴,这与各国对喷嘴的研究和使用经验有关。从喷嘴雾化质量看,空气雾化喷嘴比压力雾化喷嘴的雾化粒度约小 8~10 μm。

(7)第 3 代燃烧室的改进型和第 4 代 F119 发动机燃烧室均强调了可靠性和维修性,不过分追求性能,保持燃烧室结构简单、费用合理、突出作战适用性和维修性。

2 燃烧室设计和研究方法的进展

2.1 燃烧室设计的重要改变

军用在研燃烧室的设计是在“高性能、长寿命、低成本”的综合要求下进行的。如综合高性能涡轮发动机技术计划(IHPTET-II)要求燃烧室出口温度为 2560 K 以上(按 F119 发动机的 1973 K 推算)、压力损失减少 30%、质量比原来减少 15%(对 F119 发动机减少 204 kg)、采购成本降低 30%(比 F119 发动机减少 117 万美元)。燃烧室出口温度已接近煤油燃烧的极限温度 2600 K。实现这些苛刻要求给设计带来极大困难。

(1) 由于燃烧室进、出口温度的提高使火焰筒主燃区温度很高,火焰筒壁面温度相应升高,因此,需要更多的冷却空气用于火焰筒壁面冷却,这相应减少了火焰筒头部的进气量。

(2) 火焰筒进气规律的创新设计与传统设计不同。传统设计是指主燃孔、掺混孔和气膜孔的进气规律;创新设计是指采用火焰筒头部和喷嘴的进气占总进气量的 80%~85%,其余为气膜冷却进气的进气规律,基本上无主燃孔和掺混孔,以此实现足够的温升和保证发动机循环工作中的燃烧效率。这更减少了火焰筒的冷却空气,与长寿命设计有很大矛盾。

(3) 当增压比增大,燃烧室进口温度和工作温度升高,均使火焰筒工作热应力和机械应力增大,这对于长寿命设计又是重要的技术挑战。耐用火焰筒必须对燃烧室工作状态的变化不敏感,具有承受 1000 次低循环疲劳和在最大状态工作温度下 1 h 应力断裂的能力。据飞行使用统计,经过这种循环载荷和高温载荷试验考核的燃烧室寿命将损失 70%。因此,在耐用火焰筒设计中必须贯彻发动机结构完整性设计。

(4) 火焰筒头部进气量急剧增加,将使点火和火焰稳定更加困难,导致采用强旋流设计以稳定火焰;旋流流动又增加了混气在火焰筒中的停留时间,有利于完全燃烧。

(5) 减轻质量对先进燃烧室设计一直很重要。在已采用突扩扩压器和短火焰筒情况下,减轻质量和减少压力损失的主要方法是将扩压器和火焰筒头部整合在一起。此方法是 1 项创新研究。

(6) 在研燃烧室设计的 1 种趋势是火焰筒的长度和腔高比 < 2 , 这不利于出口温度分布的均匀性。因此,必须使喷嘴喷出的燃油和空气充分混合,以获得涡轮和火焰筒都允许的合理温度分布。喷嘴和火焰筒头部组合设计不仅在第 4 代燃烧室设计中采用,而且在推重比 15 的发动机中也将进行更有效的优化和发展。

(7) 环境保护法规的要求迫使在研燃烧室寻求 1 种可变旋流喷嘴,使其在低功率下进行富油稳定燃烧;在高功率下进行低污染排放燃烧。正在研究流体控制的变几何燃油喷嘴。

上述技术要求都是在权衡、折中,并通过优化来达到设计目标的。

2.2 燃烧室设计方法的进展

经过 4 代燃烧室的研发,其设计方法已有了很大

进展。概括为:

(1) 经验设计法。该方法以经验公式进行新燃烧室设计和性能研究。以试验为主,结合可用的经验公式进行。第 2、3 代发动机燃烧室基本采用这种方法设计。新燃烧室设计要采用基准型燃烧室,并按新机的飞行包线进行燃烧室性能、寿命的预估。

(2) 经验与计算燃烧动力学 CCD 相结合方法。该方法在燃烧室改型中取得重要应用。20 世纪 90 年代后,CCD 的进展已能够进行在研燃烧室的性能、寿命、污染排放水平评定,利用 CCD 对设计过程进行定性指导。第 4 代发动机燃烧室是这种设计方法的产物,美国应用该方法设计了 15 个先进燃烧室和 3 个新结构燃烧室。该方法明显减少了试验次数,节省了研制时间。

(3) CCD 与验证性试验相结合的方法。该方法取决于 CCD 计算的成熟度和计算值与试验测量值之差应在测量误差范围内。CCD 方法应能准确地预测燃烧室出口温度场、贫油熄火油 / 气比、3 维速度分布、壁温、NO_x、CO 和 HC 值。对于 NO_x 值的预测值应精确到与鉴定的发动机的起飞 - 着陆循环(LTO)的实测值相当一致。新一代 CCD 模拟计算的精度要求为:

a. CO 和 HC、NO_x、冒烟数 SAE 的预测精度分别为 10%、± 5%、2%;

b. 出口温度分布系数、平均径向温度分布系数、火焰筒壁最大温度的预测精度为 ± 0.03、± 0.015、± 3.5;

c. 燃烧室压降、慢车贫油熄火油 / 气比的预测精度为 ± 0.25(%P2)、± 0.001;

d. 火焰筒周向、轴向热点位置的预测精度为 ± 0.1 × 出口截面、± 0.01 × 燃烧室长度。

采用 CCD 计算出的燃烧室方案应经过试验的验证和检验。这些试验应包括单管试验、扇形段试验、全环试验和试验机上的试验,试验件的修改量应很小。

3 创新燃烧室

3.1 驻涡燃烧室

GE 公司和美国空军研究实验室曾联合开发了用于航空发动机的驻涡燃烧室 TVC (Trapped Vortex Combustor), 样机(如图 1 所示)已通过性能评估。曾进行了驻涡燃烧室的基础试验和大量数值模拟,其主要研究结果有:(1)环腔内速度较大,使油气混合速率提高 2 倍。整个燃烧反应都限制在腔内。(2)驻涡腔内气体卷吸空气流较少时,产生富油现象。腔内温度瞬

态值为 2100 K 左右。(3)地面点火、贫油熄火、高空点火均优于常规旋流燃烧室 50%，燃烧效率达到 99% 以上；稳定工作范围比传统燃烧室宽 40%；(4)凹腔中温升约 1670 K。



图 1 驻涡燃烧室试验装置

驻涡燃烧室的特点如下：

(1)驻涡燃烧室是 1 个分级燃烧室，即预燃级和主燃级。在小功率时仅预燃区工作，主流不供油，燃烧后 CO、UHC 均较低，点火、贫油熄火范围宽；在大功率时预燃区把增加的燃油引入主流中，主燃区低于化学当量比，以减少 NO_x。凹腔设计关键是促进旋流稳定在腔内，以使引入的燃油和空气在腔内有效混合、燃烧并形成稳定的火焰区。

(2)驻涡燃烧室的主要问题是凹腔后壁的耐久性。燃油从前壁进入，火焰直接冲击后壁。在进口温度为 865 K，压力为 2.0 MPa 以上，一些壁温达 1310 K，凹腔后壁有损伤。

(3)驻涡燃烧室火焰稳定性明显高于传统燃烧室的。在军机上具备可应用性。

3.2 富燃 - 快掺混 - 贫燃 (RQL) 燃烧室

RQL 燃烧室是美国 PW 公司与 GE 公司竞争开发的 1 种轴向分级燃烧室 (如图 2 所示)。部分研究成果已在 PW4098、PW4158、PW4168 等民用发动机上获得应用。军用发动机尚未采用。

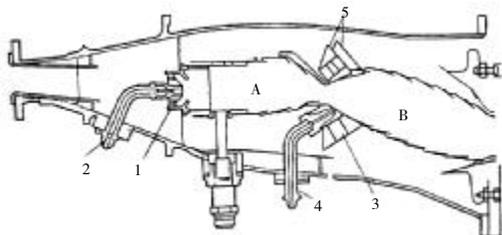


图 2 RQL 技术的轴向分级燃烧室

图中 A 区为慢车区，B 为主燃区。在慢车状态掺混的燃油经喷嘴 2 喷入，空气由旋流器 1 进入。A 区中流速低，燃油和空气掺混充分，从而使富油混气中生成的 CO 和 C₂H₄ 数量最少。在大功率下，燃油从喷

嘴 4 进入，由旋流器 3 进入的空气量足以使空气在与 A 区热燃气掺混时形成高速气流，缩短混合气在高温 B 区的停留时间，以减少 NO_x 排放。RQL 燃烧室的深入研究包括主燃区扩散、冲击冷却的燃烧室试验和数值模拟，以获得超低的 NO_x 排放。

3.3 双环腔预混旋流 (TAPS) 燃烧室

TAPS 燃烧室主要应用于民用发动机，主要为了降低 NO_x。NO_x 排放要求具体为：对 $\pi_c=30$ ，CAEP2 (1996 年) 规定 NO_x 为 $32 + 1.6 \times \pi_c$ ，即 80 g/kN；CAEP4 (2004 年) 规定 NO_x 为 $7 + 2.0 \times \pi_c$ ，即 67 g/kN。

(1)第 3 代低污染设计技术均在必须保证燃油效率的同时减少 NO_x。第 3 代低污染燃烧室采用贫油头部、双环腔 (DAC) 燃烧室。DAC 燃烧室外头部用于使可操作性 and 低功率最佳化；内头部用于在大功率下使 NO_x 减至最少。

按 NASA 计划，实现 30%CAEP2 减少，即对总压比 $\pi_c=30$ 的发动机，NO_x 的排放为 19.2 g/kN。低污染单 (SAC)、双 (DAC) 头部技术都不能实现 30% 的 CAEP2 要求。基于此要求研发了 TAPS 燃烧室。

(2)TAPS 燃烧室实际采用径向分级燃烧技术，即采用常规值班燃烧技术和预混燃烧技术。TAPS 燃烧室模型如图 3 所示。从图中可见燃烧室头部的气流结构。其中预燃级包括 1 个高旋流的压力雾化喷嘴。其周围包围 2 个使气流共同旋转的旋流器，帮助产生高雾化质量，适合于起动和小功率状态时。同心外旋流器构成预混燃烧的主燃级，采用喷嘴压力控制逻辑进行燃料分级。

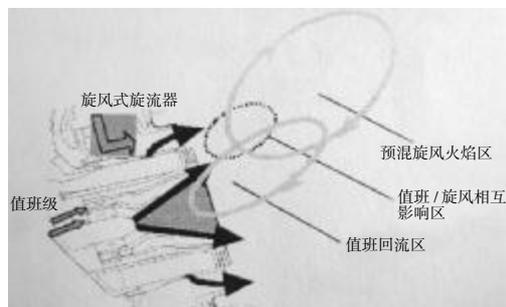


图 3 双环腔预混旋流 TAPS 燃烧室模型

(3)进入燃烧室的空气除用于火焰筒头部和火焰筒冷却外，均进入预燃级旋流器和旋流器，构成了引燃 (值班) 回流区、值班 / 旋流相互作用区和预混旋流火焰区。

(4)TAPS 燃烧系统的空气动力设计和研发过程广泛采用单管燃烧室模型试验—扇形段试验—全环燃烧室试验—发动机试验。应用 CCD 技术定性了解试验件。

在 CFM56-7B 发动机上,进行了发动机性能、排放、恶劣天气和耐久性(4000 次模拟叶片循环)试验; DAC TAPS 试验是 GE90 发动机在全尺寸环形燃烧室试验器上进行(如图 4、5 所示)的。

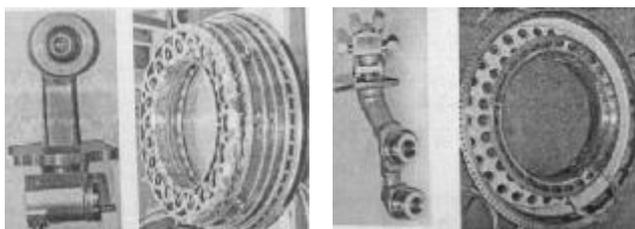


图 4 Tech56/CFM SAC TAPS 用于发动机试验 图 5 GE90 DAC TAPS 用于全环燃烧试验器试验

(5)GE 公司和 NASA 合作,拟以 TAPS 燃烧室为基础,到 2025 年实现 NO_x 降低至 CAEP2 规定的 20%。

3.4 多喷嘴单元体燃烧室

多喷嘴单元体燃烧室如图 6 所示。其特点是喷嘴 3 的数量很多,燃油在流入燃烧区之前进行预先混合,有大量的单元体喷嘴 2,超过 100 个。其分 3 层排列在火焰筒前壁上,其中最外层上分布的喷嘴与其它喷嘴相比流量更大。

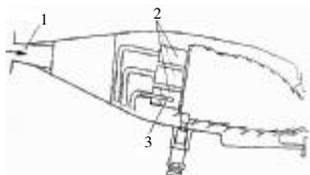


图 6 多喷嘴单元体燃烧室

采用单元体燃烧室可以组成多个单独区域,其中每个区域都可以对应确定的发动机工作状态进行优化。RR 公司认为选择适当的单元体结构可以优化燃烧室性能,影响燃烧室起动和 NO_x 质量分数的燃油在燃烧区的停留时间,在慢车状态下,燃烧室火焰筒的主燃区的油/气比大小决定燃烧效率的高低。

单元体结构的 1 个非常重要的优点是允许调整单个单元体喷嘴或几个扇形段的工作。

3.5 陶瓷燃烧室

第 5 代发动机采用陶瓷燃烧室是主要研发方向之一。陶瓷材料的优、缺点主要有:(1)陶瓷材料的热稳定性与最难熔的金属相当。如碳化硅(SiC)的溶解温度为 3000 K。(2)可形成隔热层,防止高温燃气对部件的对流和热辐射。(3)可提高部件的耐磨性。(4)陶瓷材料

压制时收缩率很大。冷却后,加工件尺寸和模具尺寸之间的偏差可达 18%。(5)陶瓷材料对冲击载荷非常敏感,脆性大,加载时无塑性变形。(6)陶瓷材料零件的最大缺点是对各种应力集中很敏感,在高温下仍保持很大的局部载荷。几种陶瓷材料及其特性见表 2。

表 2 几种常用陶瓷材料的特性

名称	强度极限 /MPa		密度 $\rho / \times 10^3$ (kg/m ³)	弹性模量 $E / \times 10^5$ /MPa	热膨胀	热传导
	800 °C	1400 °C			系数 $\alpha / \times 10^6$ 1/ (K)	系数 $\beta /$ W/m·K
氮化硅(Si ₃ N ₄)	300	300	2.6	1.8	3.0	9
碳化硅(SiC)	450	450	3.15	4.0	4.5	40
氧化锆(ZrO ₂)	600	300	5.70	2.0	9.8	25
高温合金钢	900	200	7.90	1.7	15.0	25

从表 2 中可见,氮化硅和碳化硅的强度是高温合金钢的 1.5~2.5 倍,氧化锆加热到 1400 K 时其强度也为高温合金钢的 1.5 倍;氮化硅的导热系数很小,可用作隔热屏。所有陶瓷材料的密度均小于高温合金钢,这使陶瓷材料零件的质量减轻。

2000 年后,航空发达国家已进行了陶瓷火焰筒在发动机上的试验验证,第 5 代发动机燃烧室中应用陶瓷材料的目标温度为 1900 K。陶瓷火焰筒应采用分段结构。

4 主动燃烧控制

主动燃烧控制包括燃烧不稳定性控制、温度分布不均匀控制和污染排放物最少控制。

4.1 燃烧不稳定性控制

燃烧不稳定性主要是燃烧过程和声场相互作用的结果。加热和燃烧室中声的耦合可以引发自激声学不稳定性。主动燃烧控制要采用随时间可变化的硬件(如图 6 所示)来破坏燃烧过程和声场之间耦合以干扰燃烧过程,在发动机上主要采用调节燃油流量的方

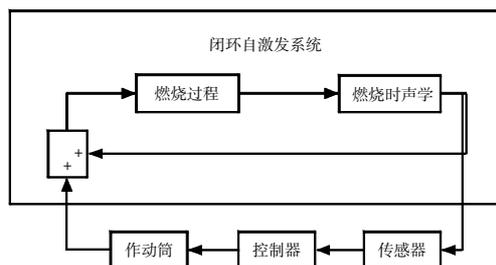


图 6 主动控制燃烧声学不稳定性

式。NASA 采用动态模型模拟了贫油预混预蒸发 LPP 动态模型,并测量燃烧室中的压力能谱密度分布,其主频率为 275 Hz,计算值为 291 Hz,比较接近。计算的脉动峰值为平均值的 7%,试验值为 8%。

美国研究了 1 种再现燃烧不稳定性装置。在发动机中等功率下,测出不稳定性频率为 525 Hz,其压力脉动可以引发高频振荡应力。采用该装置在燃烧室进口温度为 683 K、压力为 1.36 MPa、油气比为 0.03 的中等功率下试验,振荡频率为 566 Hz。

4.2 燃烧室出口温度分布系数控制

主动型发动机燃油分配系统(APFC)能获得更均匀的燃烧室出口温度(如图 7 所示)。APFC 工作时与副油路供油系统相连,根据燃烧室出口温度传感器的温度反馈,对周向分布于燃烧室上的燃油调节器发出指令,调节总燃油流量分配,以获得更均匀出口温度场。采用薄膜温度传感器测量了 APFC 所需的温度反馈信息。在台架试验中涡轮导向叶片环分为 19 个扇型段,每段 2 个静止叶片,装有热电偶,每个叶片再装 1 个薄膜传感器,共计 38 个。在慢车状态下控制器将温度分布系数降低了 47%,NO_x 降低了 7.3%;在中等功率下,二者分别降低了 30.8%、1.4%。

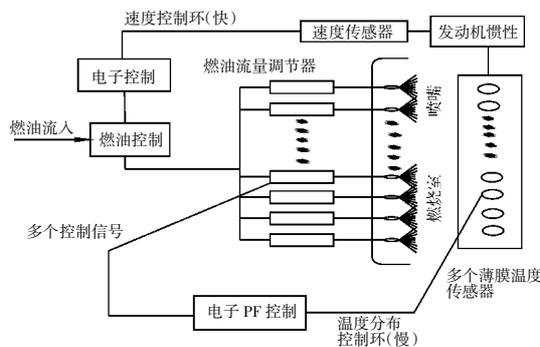


图 7 主动温度分布系数控制系统结构

4.3 排放物最少化控制

最少化控制通过油气比(FAR)的主动反馈控制使排放物最少。燃烧室采用分级技术,即燃油按顺序喷入 1 个或多个局部喷射区,从而在较宽的工作范围调节 FAR。分级的级数越多,FAR 的分辨能力越高,但需安装更多的阀门来分级。

GE 公司研制了 1 种智能燃油分级方案,已进行了台架试验。每个燃油喷射位置带多个端口,有选择的对 1 个或多个燃油喷射点输送燃油,并研究燃油多

路调节器。NASA 对燃烧主动控制的设想是将不稳定性、温度分布系数和排放物三者控制合并为油气管理系统。

5 氢燃料应用分析

未来航空发动机所需能源的主要选择是液氢。燃用液氢的优点有:(1)分解水提取氢是取之不尽的来源;(2)燃用液氢排气清洁,不含有碳化物,CO_x 明显降低;(3)液氢和煤油热物性的比较见表 3。从表中可见,氢燃料热值高、燃烧速度快、点火能量小、贫油燃烧稳定、密度很小;(4)烧液氢的燃烧室结构紧凑,出口温场更均匀;由于液氢热容大,因此,在相同推力下,烧液氢时的燃烧室出口温度低于烧煤油时的。

表 3 液氢和煤油热物性的比较

燃料特性	煤油	氢
热值 / $\times 10^3$ (kJ/kg)	42.85	121
点火温度 /K	708	823~873
熔点 /K	213	11
沸点 /K	423~523	20.2
空气中燃烧温度 /K	2340 ($\alpha=0.96$)	2503 ($\alpha=1.0$)
燃烧速度 / (m/s)	0.4	2.7
化学计量空气量 / (kg/kg)	14.8	34.2
蒸发热量 / (kJ/kg)	209	450
点火能量 /kJ	250	20
点火边界 /%	1.4~7.4	4.0~74.2
密度 / (kg/m ³)	850	70.8

燃用液氢存在的主要技术问题可概括为:

(1)液氢产量很低,全世界每天液氢的产量仅有 60 t,但美国航空业每天就需 2500 t。

(2)获得同样热量所需液氢费用是煤油的 2 倍。由于液氢密度比煤油小得多,为了获得与煤油相同的热当量,存储液氢的体积要大得多,这为飞机的布局提出了特殊要求。

(3)燃料箱需要可靠隔热,以防止液氢汽化引起爆炸。对于超声速飞机,这一问题非常复杂,以 Ma=3 速度飞行的飞机,其外壳温度可达 600 K,因此,安全保存液氢需要传热最小。

(4)液氢从管路中泄漏是最危险因素,漏出的液氢与空气中的氧气形成爆炸混气。发动机上输送液氢的管路密封是极其重要技术问题。

尽管如此,液氢仍然具有明显的优点,有利于提

高发动机的技术经济性和生态指标。

6 总结

(1)第 3、4 代战斗机发动机燃烧室是在增压比 25 下设计的短环、短突扩扩压器、机加、分段火焰筒。第 4 代燃烧室的燃烧效率并没有明显提高,但强调了可靠性、维修性,突出作战适用性;降低污染物排放并没有作为关键指标设计;浮壁结构是 1 项重大突破。

(2)火焰筒头部和喷嘴构成组合体是 1 种创新设计,其进气量占总气量的 80%~85%,这种设计必须采用强旋流,以保证点火可靠和火焰稳定性。

(3)驻涡燃烧室是分级燃烧室,其点火、燃烧稳定范围、贫油熄火特性均优于传统燃烧室,适合战斗机发动机;TAPS 燃烧室火焰筒头部组合设计采用径向分级的成熟技术,是 CCD 和试验相结合研发的产物;多喷嘴单元体燃烧室设计能实现燃烧室各项技术指标,但其喷嘴个数需要权衡;陶瓷燃烧室可以在 2000 K 下工作,已进入工程试验阶段。

(4)主动燃烧控制中燃烧室出口温度分布系数控制的关键技术是研发油气管理系统。

(5)结合中国发动机燃烧室研发现状,认为燃烧室设计开始就应贯彻结构完整性设计,燃烧效率 99%,火焰筒头部强旋流,其主燃区浮壁结构,过多浮壁板造成质量增加,开展喷嘴副油路的主动控制技术;创造条件摸索多喷嘴单元体燃烧室设计及其试验,开展 CCD 和燃烧室目标设计相结合的高效研发过程研究。

参考文献:

- [1] Mongia H C. TAPS-A 4th generation combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657.
- [2] Feitelberg A S. The GE rich-quench-lean gas turbine combustor[R]. ASME 97-GT-127.
- [3] Brudish K D, Nash S, Wilson C W. The initial design of a flu-

idically controlled variable geometry fuel injector for gas turbine combustion systems[R]. AIAA-98-3908.

- [4] DeLaat J C, Chang C T. Active control of high frequency combustion instability in aircraft gasturbine engines [R]. NASA-TM-2003-212611.
- [5] 程明,尚守堂,刘殿春,等. 燃油分级比例对 TAPS 燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机,2012,38(4):6-10.
CHENG Ming, SHANG Shoutang, LIU Dianchun, et al. Influence of fuel-staging ratio on TAPS combustor performance [J]. Aeroengine, 2012,38(4):6-10. (in Chinese)
- [6] Sttoffer S D. Development and combustion performance of a high pressure WSR and TAPS combustor[R]. AIAA-2005-1416.
- [7] Darling D D, Radbakrishnan K. Combustion-acoustic stability analysis for premixed gas turbine combustors[R]. AIAA-95-2470.
- [8] Wulff A, Hourmouziadis J. A universal combustor model for the prediction of aeroengine pollutant emissions[R]. ISABE-99-7162.
- [9] Scott D, Sttoffer. Development and combustion performance of a high pressure WSR and TAPS combustor[R]. AIAA-2005-1416.
- [10] 王华,赵清奇. 飞机燃气涡轮发动机的主动燃烧控制[R]. AIAA-2000-3500.
WANG Hua, ZHAO Qingqi. Active combustion control of aircraft gas turbine engine [R]. AIAA-2000-3500.(in Chinese)
- [11] 李志广,沈迪刚,刘静,等. 燃气涡轮发动机设计的若干问题[M]. 沈阳:沈阳发动机设计研究所,1999:36-38,43-49.
LI Zhiguang, SHEN Digang, LIU Jing, et al. Problems in design of gas turbine engines[M]. Shenyang: Shenyang Engine Design and Research Institute, 1999:36-38,43-49. (in Chinese)
- [12] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002:5-7.
HOU Xiaochun, JI heming, LIU Qingguo, et al. High performance combustion technology of aero-turbine [M]. Beijing:Defense Industry Press, 2002:5-7.(in Chinese)
- [13] 刘静,肇俊武. 国外民用航空发动机低污染燃烧室的发展[J]. 航空发动机,2012,38(4):11-16.
LIU Jing, ZHAO Junwu. Development of low emission combustor for foreign civil aeroengine [J]. Aeroengine, 2012,38(4):11-16. (in Chinese)

(上接第 52 页)

- HU Shousong. The principle of automatic control [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1995:120-135.(in Chinese)
- [8] 吴文斐,郭迎清,李睿,等. 涡扇发动机液压机主控制系统建模与仿真分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(1): 16-19.
WU Wenfei, GUO Yingqing, LI Rui, et al. Modeling and simulation analysis of Hydro-mechanical main control system

- for turbofan engine[J]. Aeroengine, 2011, 37(1): 16-19.(in Chinese)
- [9] 孔珑. 流体力学[M]. 北京:高等教育出版社, 2003:148.
KONG Long. Fluid mechanics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2003:148.(in Chinese)
- [10] Austin Spang III H, Brown H. Control of jet engines [J]. Control Engineering Practice, 1999(7): 1043-1059.