

文章编号: 1000-8055(2008)06-0986-11

民用发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势

赵坚行

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对民用发动机污染排放的现状,介绍了低污染燃烧技术发展概况及趋势,国际民航组织(ICAO)颁布的《航空发动机的排放》标准,以及中国民用航空局(CAAC)对排气污染物的规定,分析了排气污染物的生成机理和主要影响因素以及改善措施. 对 6 种先进低污染燃烧室(分级、变几何、催化、贫油预混预蒸发燃烧室(LPP)、富油燃烧/淬熄/贫油燃烧技术(RQL)以及双环预混旋流(TAPS)等燃烧室)的工作原理与特点、以及应用状况作了简要分析. 其中分级燃烧技术构成了先进低污染燃烧室设计的技术基础,而 LPP, RQL 与 TAPS 燃烧室为三种很有发展前途的低污染燃烧室. 此外,还介绍了贫油直接喷射、燃料电池以及主动燃烧控制等三种新型的低污染燃烧技术,虽然实现这些技术难度较大,但有广阔的应用前景.

关键词: 航空、航天推进系统; 民用发动机; 排气污染物; 低污染燃烧; 分级燃烧室

中图分类号: V231. 2

文献标识码: A

Pollutant emission and development of low emission combustion technology for civil aero engine

ZHAO Jian-xing

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Directed against the pollutant emission status of civil aero engine, the development of low-emissions combustion technology described is done. The standards for international civil aviation organization (ICAO) aircraft engine emissions and regulations of civil aviation administration of China (CAAC) exhaust emission are given. The formation mechanisms of exhaust emissions are summarized. Various factors influencing pollutant formation and improved approaches decreasing exhaust emission are discussed. The key features, combustion concept and application of six advanced low-emissions combustors (staged, variable geometry, and catalytic combustor, lean premixed prevaporized (LPP), rich-burn, quick-mix, lean-burn (RQL) and twin annular premixing swirler (TAPS)) are detailed. In these low-emission combustors, staged combustor is the foundational design scheme LPP, RQL and TAPS combustors have widely developed perspective. Some novel low-emission combustion concept, such as lean direct injection, fuel cell and active combustor control are recommended. These new low-emissions technology are very useful, however many formidable problems remain to be solved before the systems can be applied to advanced aircraft engines.

Key words: aerospace propulsion system; civil aero engine; pollutant;
low-emissions combustion; staged combustor

收稿日期: 2007-08-09; 修订日期: 2008-05-09

作者简介: 赵坚行(1939-), 女, 浙江余姚人, 教授, 主要从事航空发动机燃烧的研究.

为了使民用发动机更加具有竞争力,不断提高发动机的推进效率、总增压比和涡轮进口温度;在提高发动机的性能同时,要求民机向着低成本、低污染、低噪声及高可靠性方向发展,满足新一代飞机对动力装置的需求。我国民用航空发展很快,目前已成为全世界民航航空增长最快国家之一,预计2006年至2010年间民航航空运输总周转量年均增长保持在14%左右。随着航空事业的迅速发展,航空发动机向大气排放的污染物日益增多,对大气污染也日趋严重。航空发动机排放的污染物主要有 CO_2 、 NO_x 、 CO 、冒烟、 HC 和 SO_x 等,这些有害物质对人类及其生态环境造成严重危害。由于飞机是在高空飞行,航空发动机在空中所排放的污染物比地面动力装置排放的污染物对大气影响更为明显,更容易导致温室效应和全球气候的变化。为了使民用发动机具有更高的环境友好性,满足世界卫生组织日益严格的环保要求,在提高航空发动机性能同时,必须降低油耗,降低污染物排放;低污染燃烧技术是促使空运迅速发展的一项十分重要的关键技术。为了控制发动机排放对环境造成的影响,美国环境保护局(Environmental protection agency, EPA)对各种航空燃气轮机作了一系列强制性的污染标准的规定,国际民航组织(International civil aviation organization, ICAO)与中国民用航空局(Civil aviation administration of China, CAAC)也制定了排气污染标准。

1 低污染燃烧技术发展概况及趋势

随着人们对环保意识加强,民用航空发动机的环保性在适航要求中越来越突出;降低污染、延长寿命是民机的主要发展目标。为此,世界各国都对低污染燃烧技术进行广泛的研究,发展了不同的低污染燃烧室。例如早在上世纪70年代美国发展了分级燃烧技术、贫油预混预蒸发燃烧室(Lean premixed prevaporized, LPP)、催化燃烧室以及变几何燃烧室(Variable geometry combustor, VGC)等^[1],其主要目的是为了大幅度减少氮氧化物的生成。80年代初为了适应馏分放宽的燃油,发展了富油燃烧/淬熄/贫油燃烧技术(Rich-burn, quick-mix, lean-burn, RQL)^[2],其目的是减少燃油馏分放宽后带来的燃料氮氧化物生成;同一时期世界各大发动机公司也开始研究LPP和RQL技术来降低 NO_x 排放量。为了满足其他设计要求同时进一步降低 NO_x 的排放,20世纪90年代GE公司开发了一种双环预混旋流

(Twin annular premixing swirler, TAPS)燃烧室,以使污染排放比目前的标准低85%^[3]。现在GE公司将此项技术用在CFM56-7发动机燃烧室上,排放量比1996年ICAO标准约低65%。目前正在研制的GENx发动机采用了TAPS燃烧室后,其 NO_x 、烟、 HC 、 CO 的排放只有CAEP标准的45%、10%、5%和30%。此外, SNECMA公司研制的双头部燃烧室的排放值比1996年的标准低60%。R·R公司研究了一种贫油单级与轴向分级燃烧室,通过减少混气停留时间、加强混合,从而抑制 NO_x 生成;2005年在发动机上进行验证,其 NO_x 排放比CAEP4标准低50%以上。我国也对低污染燃烧技术进行了研究,并在民用或航空燃气轮机低污染燃烧室方面都取得了一定的进展,例如文献[4]发展了一种分级/贫油预混预蒸发低污染燃烧室方案,实现的分级燃烧与LPP相结合,以达到降低 NO_x 排放水平。

此外,GE公司还研究减低排放的主动燃烧控制技术,以保证获得燃烧所需的贫油混气。主动控制技术将用于检测可导致火焰熄灭的贫油混合物,从而消除混合物对富油裕度的需求,混合物越贫,产生对环境有害的 NO_x 污染物排放就越少。为了提高燃烧室耐热能力, SNECMA公司还开发了高温陶瓷基复合材料(Ceramic matrix composite, CMC)燃烧室,该室因能减少冷却空气量,并把冷却的空气加到燃油/空气的混合物中,再次导致更贫的混气,且使燃烧室出口温度较均匀,收到很好地降低排放的效果。同时还研究了贫油直接喷射(Lean direct injection, LDI)技术^[5],即采用多点直接喷射把燃油输入燃烧室内,在喷射点处为局部富油燃烧,以增加燃烧稳定性,然后与空气快速混合形成均匀贫油混气进行燃烧,降低 NO_x 排放。

当前,亚声速运输机发动机的 NO_x 排放指数为30 g/kg燃油,采用双环腔燃烧室后降低到20 g/kg燃油,而 NO_x 的排放随着燃烧室内压力和温度的升高而增加。这样,未来亚声速和超声速运输机的 NO_x 排放将达到30~40 g/kg燃油。但 NO_x 排放指标为3~8 g/kg燃油。因此,进一步减少排气污染,特别是降低 NO_x 排放量是未来先进民用发动机燃烧室的主要研究目标。开发成本效益优异的低氮氧化物排放技术是十分重要。

2 民用发动机污染排放

2.1 排气污染的标准

为了控制发动机排放对环境造成的影响,国

表 1 航空发动机的 L TO 循环
Table 1 L TO cycle of aircraft

工作状态	作亚声速飞行的发动机		作超声速飞行的发动机	
	推力点	L TO 中状态工作时间/ min	推力点	L TO 中状态工作时间/ min
起飞	100 % F_{∞}	0.7	100 % F_{∞}^*	1.2
爬升	85 % F_{∞}	2.2	65 % F_{∞}^*	2.0
下降	-	-	15 % F_{∞}^*	2.0
进场	30 % F_{∞}	4.0	34 % F_{∞}^*	2.3
滑行、地面慢车	7 % F_{∞}	26.0	5.8 % F_{∞}^*	26.0

际民航组织(ICAO)在 1981 年颁布了<航空发动机的排放>标准(Committee aviation environmental protection ,CAEP),其中涉及航空发动机的排放污染物为:CO,HC,NO_x 和冒烟,发动机分为亚声速飞行和超声速飞行的涡轮喷气和涡扇发动机两类,标准主要考虑发动机起飞、爬升、下降、进场以及滑行等阶段.排气污染参数定义为在起飞-着陆(Landing take-off,L TO)循环期间排放污染物与起飞推力之比,用 D_p/F_{∞} 来表示,其单位为 g/kN,参数 $D_p/F_{\infty} = \sum W_{fj} EI_j t_j / F_{\infty}$.

作亚声速和超声速飞行的航空发动机在起飞-着陆循环中功率和状态工作时间规定如表 1.在表中 F_{∞} 为在海平面(International standard atmosphere,ISA)静止状态发动机不喷水以正常工作状态起飞时可用的最大功率或额定推力, F_{∞}^* 为加力时额定推力.

ICAO 对发动机排放标准陆续颁布有 1986,1993,1996 和 2004 年生效的 CAEP1,2,4 和 6 标准.因氮氧化物 NO_x 的排放对环境污染越来越严重,所有标准中对 NO_x 的规定也日趋严格,以 CAEP1 为基准,分别与 CAEP2,4 和 6 标准相比,相对前一个标准,后者分别降低 20 %,16.5 % 和 12 %.而对于 CO,HC 以及冒烟的规定保持不变.如 NO_x 排放规定值^[3]分别为

$L TO NO_x = 40 + 2.0 \pi_{\infty}$ (CAEP1),

$L TO NO_x = 32 + 1.6 \pi_{\infty}$ (CAEP2).

对于发动机总压比 $\pi_{\infty} \geq 30$ 和起飞推力 $F_{\infty} > 89$ kN 的发动机

$L TO NO_x = 7 + 2.0 \pi_{\infty}$ (CAEP4),

$L TO NO_x: D_p/F_{\infty} = -1.04 + 2\pi_{\infty}$ (CAEP6).

目前,大多数的民用发动机都能满足 1996 年 ICAO 的 L TO NO_x标准.

2002 年我国民用航空局对作不同飞行的涡扇和涡喷发动机的污染物排放规定值为:

1) 烟雾排放不得超过

$SN = 83.6 (F_{\infty})^{-0.274}$ 或 ≤ 50

2) 2002 年 4 月 19 日及其后制造的额定输出等于或大于 26.7 kN 的发动机气体污染物排放值不得超过

HC: $D_p/F_{\infty} = 19.6$, CO: $D_p/F_{\infty} = 118$,

NO_x: $D_p/F_{\infty} = 32 + 1.6\pi_{\infty}$.

3) 2002 年 4 月 19 日及其后制造的每台新发动机排出的气态污染物不得超过

HC: $D_p/F_{\infty} = 140 \times (0.92)^{\pi_{\infty}}$,

CO: $D_p/F_{\infty} = 4\,550 \times (\pi_{\infty})^{-1.03}$,

NO_x: $D_p/F_{\infty} = 36 + 2.42\pi_{\infty}$.

式中 F_{∞}^* 为使用加力时在标准大气条件下起飞时的最大功率或推力, π_{∞} 为额定输出时达到的燃烧室进口压力和发动机进气压力之比.

2.2 排气污染物的形成及其控制

2.2.1 污染物的生成机理

在航空发动机排气中大部分污染物浓度与燃烧室内气流温度、成分以及发动机工作状态有关,发动机在不同工作状态下污染物测试结果如图 1 所示,其中 CO 和未燃碳氢燃料 HC 浓度在低功率状况下最大,随着功率增加,CO 浓度下降,相反,氧化氮 NO_x 的浓度在低功率时较小,而在高功率时达到最大值,对于民用航空发动机,冒烟最大可能

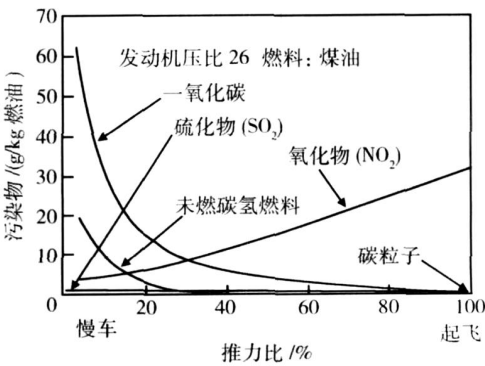


图 1 涡轮风扇发动机的排气污染特性

Fig.1 Exhaust emission characteristics of turbofan engine

出现在高功率状况,对于涡扇发动机,它的冒烟很少,甚至看不见.主要污染物生成机理^[6]简述如下:

1) 一氧化碳 CO

CO 是一种不完全燃烧产物,通常在主燃区中大量形成,在中间区被氧化成 CO_2 .如果航空发动机燃烧室主燃区设计成富油,因缺乏氧气,不能完全燃烧生成 CO_2 ,而产生较多的 CO.如果主燃区设计成化学恰当比或稍贫油,相当大量 CO 存在是因为主燃区温度高, CO_2 热分解造成,但是随着主燃区下游空气通过掺混孔不断掺入,降低燃气温度可使 CO 减到最小.实际上,在低功率时 CO 达到最大,可能是燃料不完全燃烧产生.

2) 未燃碳氢燃料(HC)

燃油中有一部分碳氢化合物只是蒸发,没有来得及参加燃烧反应就通过了燃烧室.因此,在燃烧室出口未燃碳氢燃料以油珠或油蒸汽形式出现,或者是燃油被加热分解成低分子量的甲烷或乙炔,形成 HC.由于 HC 的氧化比 CO 快,所以它的含量比 CO 少.

3) 氮氧化物 NO_x

燃烧过程中生成的 NO_x ,按它的生成机理不同可分为“热力”、“瞬发”和“燃料”氧化氮三种,由于航空发动机燃料大都是航空煤油,燃料中含氮量低,因此 NO_x 产生的原因主要来自“热力”NO 和“瞬发”NO,前者主要出现在高温贫油情况,而后者主要是在低温富油条件下产生.研究表明 NO_x 的生成主要取决于发动机燃烧室内主燃区内混气当量比 ϕ 、停留时间、火焰温度以及燃烧室进口温度.通常在贫油范围,NO 随当量比增加而增加,并随着进口温度和压力增加而增加,燃气在燃烧区内停留时间越长,NO 生成率也增加.

4) 冒烟

航空发动机排气冒烟主要成分为微小烟粒(尺寸在 $0.01 \sim 0.06 \mu\text{m}$),它是由 95% 碳和氢、氧以及其他成分组成.在燃烧室中烟粒子是在高温主燃区中局部富油区内生成.排气冒烟主要与燃料性质、燃烧室压力、温度、油气比、燃油雾化质量和燃油喷嘴等有关.燃料中含氢量越低,燃烧效率下降,易于排气冒烟.随着燃烧室压力增加,排气冒烟增加.燃烧室出口温度提高,减少冒烟.

2.2.2 改善排气污染特性的措施

影响航空发动机燃烧室排气污染的主要因素有:①主燃区温度和当量比;②主燃区燃烧过程的均匀程度;③在主燃区的停留时间;④火焰筒壁面骤熄特性;⑤中间区的作用等.其中,燃烧室的中

间区一方面对 CO, HC 和从主燃区流出气体中所含碳粒的氧化起了正的作用,但是另一方面它能导致那些未完全燃烧的气体骤熄起了负的作用,而后者对富油主燃区设计是很重要的.

改善航空发动机燃烧室污染特性,实质是控制其各个有害污染成分,其主要措施简述如下:

1) 减少 CO 和 HC 的排放

影响 CO 排放量的各因素同时也影响 HC,这是因为 HC 和 CO 排放量的变化趋势相同,降低措施有:①采用空气雾化喷嘴来改善燃油雾化;②对燃烧室内各部分空气量重新分配,使主燃区的当量比接近于最佳值(0.7);③增加主燃区容积或停留时间;④减少气膜冷却空气量.⑤分级供油,分区燃烧,在低功率情况下,减少喷嘴数目,减少燃烧区容积,从而改善燃油雾化,提高燃烧区局部油气比.分级供油基本形式为周向、径向和轴向三种.

2) 控制氧化氮的生成

降低氧化氮的关键在于,降低燃烧区(包括局部高温区)的温度和缩短气体在高温区的停留时间.其措施有:①贫油主燃区,增加进入主燃区空气量,使主燃区在贫油下工作,从而使 NO 下降;但是随着主燃区火焰温度下降,燃烧效率降低,会引起 CO 和 HC 增加,因此用这方法降低 NO 时,必须权衡 CO, HC 和 NO 之间的关系.②均匀燃烧,在贫油情况下,改善燃油雾化和混合,使燃烧均匀,消除局部过热点或高温区,以降低 NO.③减少停留时间,即缩短气体在高温燃烧区的停留时间.通常增加主燃区内气流速度和缩短燃烧室长度来减少停留时间,从而降低 NO.

3) 降低排气冒烟

在航空发动机排气中烟粒非常细小,相对浓度也很低,一般小于 0.003%,但肉眼仍能看见,民用发动机要求排气冒烟下降到肉眼看不见,冒烟指数 $SN < 20$.降低冒烟主要从燃料和燃烧室设计两方面采取措施:①采用冒烟低的燃料,由于燃油中芳香烃含量增多,氢含量或氢/碳比降低可使冒烟增加,为此,可采用芳香烃含量少的燃料或者在燃料中加添加剂.研究表明在燃油中加入少量添加剂可以减弱碳结核形成碳黑过程,促使其氧化燃烧,从而抑制排气冒烟,但其缺点使涡轮叶片沉积.②改进燃烧室设计,防止局部富油区:如采用空气雾化喷嘴取代压力雾化喷嘴,这不仅可降低冒烟,而且对控制 CO, HC 和 NO_x 都有利.另外,主燃区采用化学当量比或贫油设计,这样可以防止局部富油,减少冒烟.

3 先进低污染燃烧室

上述降低污染的措施适合于对原发动机进行改造,亦可以在新设计发动机上采用.但在原机上改造,其结果必定是采用污染和其他性能兼顾的折衷方案.如果增大燃烧室的容积,停留时间就会增长,在慢车状态 HC 可降低,但在高功率状态 NO_x 却会增加;另一方面,在同一主燃区,缩短燃烧室长度会减少 NO_x 的排放,但可能增大冒烟程度.因此从长远来说,为了全面控制航空发动机排气污染,发展新型发动机技术,设计先进低污染燃烧室是非常需要的,如采用先进涡扇发动机,其耗油率要比涡喷发动机降低 40 % 左右,从而降低 CO_2 的排放,减少对温室效应的影响.目前正在研制新一代的高涵道比发动机^[7]其耗油率有望比现在的发动机再降低 12 %~20 %.但是在研制新低污染燃烧室时面临一个技术难题,即同时降低四种污染物是很不易解决,正如图 2 所示,只有在 1 670~1 900 K 很狭窄温度范围内,CO 和 NO_x 都有较小合适值.因此,各先进低污染燃烧室设计方案是要求在所有工作状态下都保持在该狭小的温度范围内,使 CO 和 NO_x 排放量都处于低值范围,下面对几种低污染燃烧室作简要的介绍.

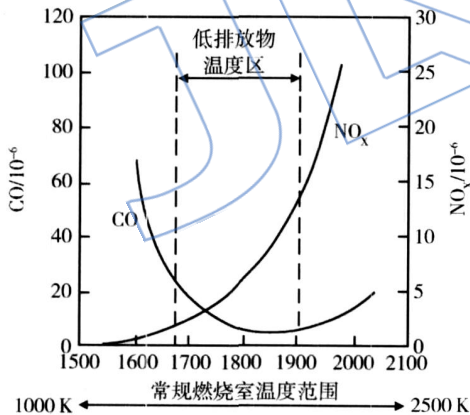


图 2 主燃区温度对 CO 和 NO_x 排放的影响
Fig. 2 Influence of primary zone temperature on CO and NO_x emissions

3.1 分级燃烧室

由于航空发动机燃烧室在低功率和高功率工况下排放污染物有所不同,因而提出了分级燃烧室方案,即把燃烧室分成几个燃烧区,在每个区单独供燃油和空气,并使其均匀混合.控制各区燃烧温度(见图 3),使其在所有工况下都保持低的污染物排放.分级燃烧室一般可分为径向、轴向和径/轴向分级三种.径向分级又因燃烧室设计方案

不同,有双环腔和双头部燃烧室等.轴向分级有涡流燃烧与混合方案以及两级轴向分级燃烧室等.

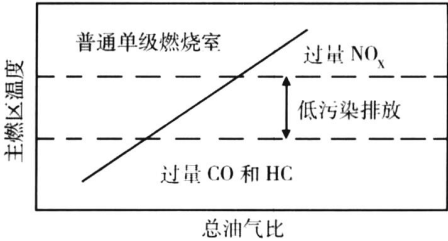


图 3 分级燃烧机理
Fig. 3 Staged combustion concept

3.1.1 径向分级燃烧室

径向分级燃烧室是一种径向分级的或并联的燃烧室,它按径向分成两个环腔,外环腔按小负荷设计,提供起动、高空点火和慢车工况下所需的温升.在高功率时,两个环腔同时工作,使负荷较小、停留时间短、 NO_x 排放量减少.该类燃烧室的优点是可实现低排放的所有性能指标,火焰筒长度/高度比合理,其缺点是火焰筒冷却面积大,在中间状态出口温度场不佳,喷嘴数增加,设计复杂.

1) 双环腔燃烧室:双环腔燃烧室是一种径向分级燃烧室^[8],如图 4 所示,它由一个中心体把火焰筒分隔成内、外两个预燃区.其每个区头部内装有燃油喷嘴,使每个头部可实现分级燃烧.在低功率时,外预燃区的喷嘴工作,保持较高的油气比,气流速度低,燃烧时间长,使燃烧完全,降低 CO 和 HC 排放量.在高功率时两个预燃区的喷嘴全部工作,使油气比较低.由于分级燃烧,这种燃烧室可降低 NO_x 排放量 45 %, GE90 发动机装此类双环腔燃烧室,在巡航时可降低 NO_x 排放量 30 %,HC 和 CO 也可降低 70 %.此燃烧室已装在 B777 飞机上使用.最近 E³ 发动机与 CFM56-5B 发动机上也采用这种双环腔火焰筒.

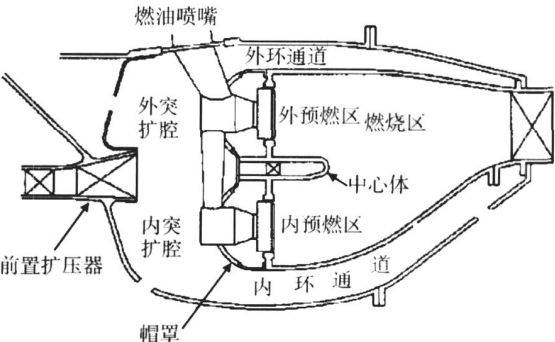


图 4 双环腔燃烧室
Fig. 4 Dual annular combustor

2) 双头部燃烧室:如图 5 所示, SNECMA 公司的双头部燃烧室是另一种径向燃烧室. 其慢车头部具有很大的容积(因而停留时间长), 在慢车状态时输入的空气量可使主燃区的化学当量比最佳化, 因而产生 CO 和 HC 较少. 在起飞时头部容积小(因而停留时间短)输入来自压气机大量空气, 以便实现化学当量比较低的主燃区燃烧, 这种燃烧室与常规燃烧室相比, 污染程度明显改善, NO_x 降低 30 %, 因此它被 BR715 低污染发动机采用, 但是获得这一污染改善的代价是燃烧室结构复杂性增大, 尤其是喷嘴数量增加, 而且在某些中间状态下两个头部很难达到最佳匹配状态.

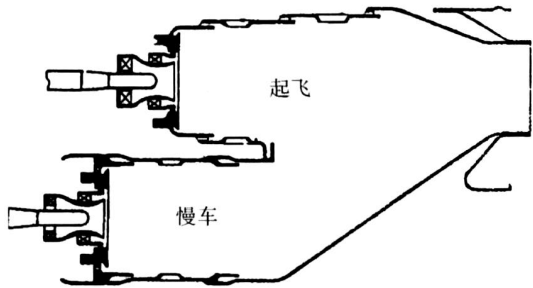


图 5 双头部燃烧室
Fig. 5 Double-head combustor

3.1.2 轴向分级燃烧室

此类燃烧室沿轴向可分为预燃级和主燃级, 在起动时先把燃料喷入预燃级进行燃烧, 再进入下游的主燃级与空气混合, 在那里保持在低当量比下工作, 使 NO_x 排放达到最低. 在高功率时再把燃料供给主燃级在该级燃烧. 其优点可直接在预燃级点火, 快速可靠, 主燃级燃烧效率高. 缺点是长度增加, 火焰筒冷却面积增加.

1) 涡流燃烧与混合燃烧室:是一种轴向分级的或串联的燃烧室(见图 6) J T 9D-7 发动机燃烧室就采用这种方案, 预燃级有适当长度, 可以减少慢车状态的 CO 和 HC 生成, 在高功率状态时, 主燃级燃油喷入预燃级的热燃气中, 使燃油蒸发, 主涡流器能形成强烈的涡流, 使油气混合, 故可采用贫油燃烧, 主燃级长度短, 使 NO_x 低. 但在低功率

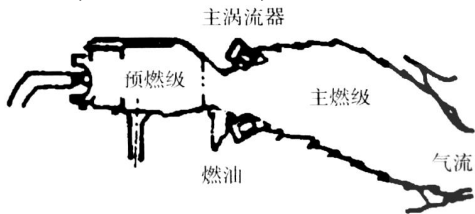


图 6 涡流燃烧与混合燃烧室简图
Fig. 6 Swirling combustion and mixing combustor

时, 位于喉部下游的主涡流器进入大量空气, 使预燃级燃气冷却, 阻止 CO 进一步氧化, 而使 CO 相对较高.

2) 两级轴向分级燃烧室: 图 7 是另一种轴向分级燃烧室^[9], 它是由预燃区与主燃烧区组成, 这两区之间的连接是通过在预燃区出口的值班燃烧区来实现. 在预燃区和主燃区都可按照不同工况要求, 进行分级供油, 使其在化学当量比下燃烧, 沿着轴向进入空气稀释来减少 NO_x 排放.

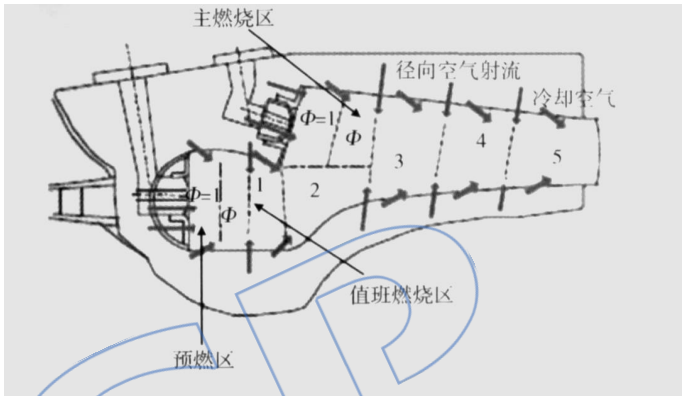


图 7 两级轴向分级燃烧室
Fig. 7 Double axial-staged combustor

3.1.3 径/轴向分级燃烧室

径/轴向分级燃烧室设计方案如图 8 所示. 预燃级由类似于双环腔燃烧室的空气旋流器组成, 主燃级火焰稳定器是由一组高堵塞比的径向辐射式稳定器组成, 这些稳定器从预燃级燃烧区后面径向向外辐射. 主燃级燃油喷射在火焰稳定器上游的环形通道内, 预燃级高温燃气可以通过径向火焰稳定器, 径向向外点燃主燃级混气进行燃烧. 在预燃级和主燃级都可以实现分级供油. 试验结果表明, 此种燃烧室在爬升和起飞状态下 NO_x 的排放指数分别为 6.3 和 7.5.

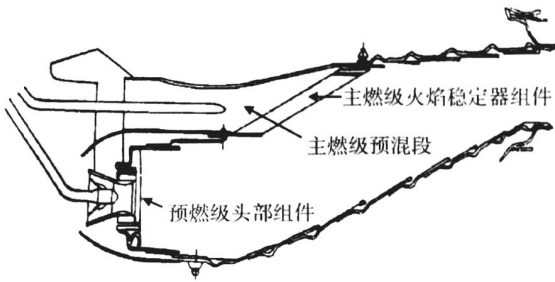


图 8 径/轴向分级燃烧室
Fig. 8 Radially and axial staged combustor

3.2 可变几何燃烧室

所谓可变几何燃烧室(VGC), 即通过改变在

各个工作状态下主燃区空气流量分配,使主燃区的当量比为最佳值(0.7 左右,见图 9). 因此,CF-86 发动机燃烧室是通过可变涡流器,调节其二级径向旋流器开度控制主燃区空气流量(见图 10),来扩大油气比的调节范围,从而降低不同工况下的排放量. 另外,有人提出用涡流控制,在扩压器出口装有一个主燃区分流罩,把进入主燃区空气量和掺混空气量分开,通过泄放涡流来控制 and 改变火焰筒内空气流量分配,从而避免了用机械方法改变火焰筒的几何形状^[6]. 虽然采用可变几何燃烧室可以大大减少所有污染量,但是单用此方案还是很难满足 1981 年美国环境保护局规定 NO 和 CO 的标准,因此最好与 LPP 方案一起采用.

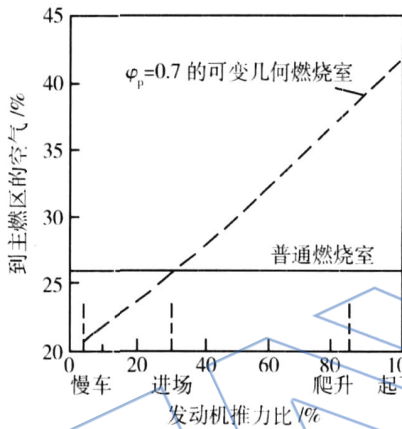


图 9 主燃区空气随发动机推力的变化
Fig. 9 Variation of primary zone air with the engine thrust

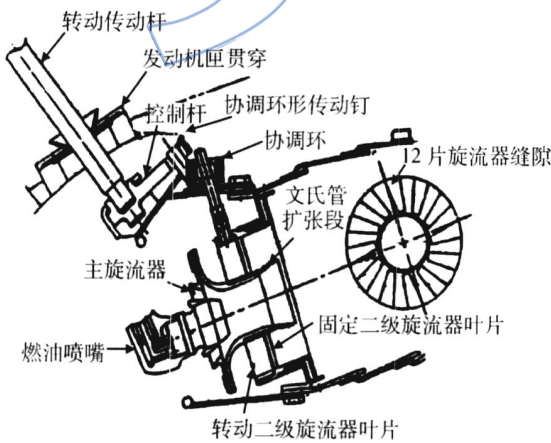


图 10 CF-86 的可变涡流器
Fig. 10 Variable swirler of CF-86

3.3 催化燃烧室

为了降低 NO_x,催化燃烧室已被研制. 它是由预燃烧区、预混区、催化燃烧区和变几何掺混区四部分组成(见图 11). 在低功率工况下由主油路

供油,把燃料喷入预燃烧区,在那里点火燃烧. 随着发动机功率的增加,副油路开始供油,燃料在预混区和燃气混合,进入催化区,在催化剂作用下氧化燃烧. 当在大功率时,燃烧室出口温度较高,通过控制变几何掺混区空气流量,保持催化剂在有效温度范围内工作. 这种催化燃烧室的优点是低 NO_x 排放,高燃烧效率. 当 NO_x < 2 g/kg,可保持燃烧效率 > 99 %.

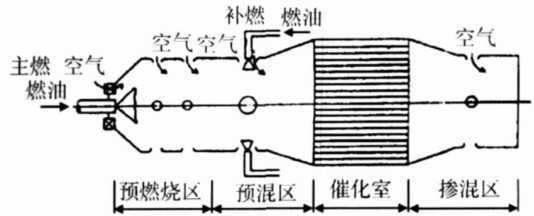


图 11 催化燃烧室
Fig. 11 Catalytic combustor

另一种富油催化贫油燃烧 (Rich-catalytic lean-burn, RCL) 的催化燃烧室方案^[10],它是由一个回流环预混器、催化反应器、后混合管和燃烧室四部分组成,回流环预混器提供预混富油混气进入催化反应器进行催化后,在后混合管内与空气混合,进入燃烧区进行燃烧(见图 12),此种燃烧室可使燃气温度在 1 350 °C 时 NO_x < 1 × 10⁻⁶.

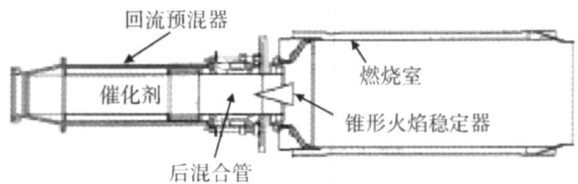


图 12 RCL 燃烧室
Fig. 12 RCL combustor

3.4 贫油预混预蒸发燃烧室

贫油燃烧可降低燃烧温度,在燃烧室上游实现预混预蒸发,可减小局部高温区,缩短停留时间,从而抑制 NO_x 的生成. 贫油预混预蒸发燃烧室(LPP),即把预先混合蒸发的混气送入燃烧区,并在很贫的当量比下工作. 稳定燃烧与熄火的裕度越小,产生的 NO 也越少. 其优点是不积炭、冷却火焰筒壁的空气量减少. 其缺点是在燃烧室上游的预混预蒸发可能导致在高进口温度下发生自动点火或回火.

图 13 为一种 LPP 燃烧室^[11],它是由预混预蒸发区、点火区、主燃区以及变几何掺混区等四区组成. 在预混预蒸发区内装有一个气动喷嘴和主

喷嘴,空气通过轴向和径向旋流器进入,在那里燃油蒸发并与空气混合形成均匀混气后,被点火并进入主燃区燃烧.该燃烧室还可通过改变几何形状,控制掺混孔和径向旋流器的进气量,使主燃区当量比合适,此种方案可有效地降低 NO_x .

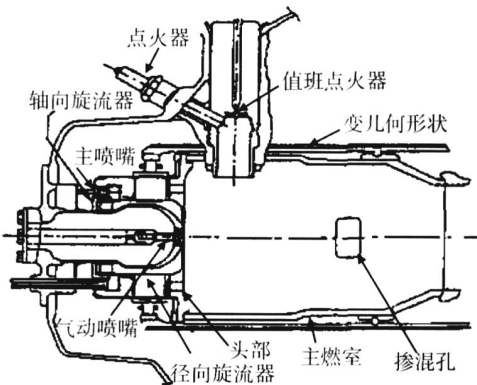


图 13 贫油预混预蒸发(LPP)燃烧室

Fig. 13 Lean premixed prevaporized(LPP) combustor

图 14 为一种旋流贫油预混预蒸发(LPP)燃烧室^[12]在其头部装有一个带有 40 个叶片的环形旋流器和 40 个喷嘴,在每两叶片之间通道内装有 1 个喷嘴.此种燃烧室因喷嘴数增加,并在旋流作用下,使燃油与空气均匀混合,充分利用燃烧空间,形成周向分布均匀的贫油预混气,燃烧后可得到均匀的出口温度分布,消除局部过热点,以致使 NO_x 排放降低.在进口装有一个变量控制器,可按照不同工况要求,调节空气与燃油流量,以免发生回火,保持火焰稳定.另外,火焰筒采用陶瓷基复合材料(CMC),减少火焰筒冷却空气量,使更多的空气参加燃烧,改善燃烧性能、且使燃烧室出口温度较均匀,降低污染排放.

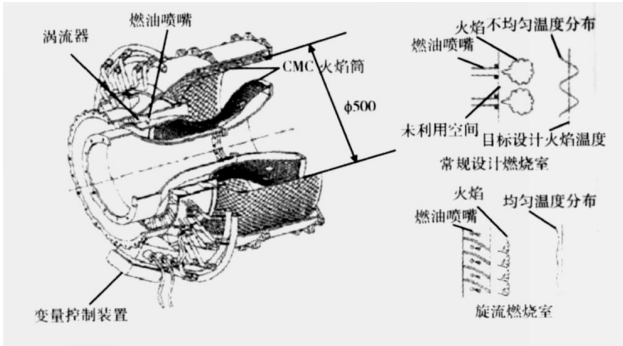


图 14 旋流贫油预混预蒸发(LPP)燃烧室

Fig. 14 Concept of a LPP combustor with swirling flow

3.5 富油/ 淬熄/ 贫油燃烧室

为了适应馏分放宽的烃油,减少由于燃油馏分放宽后带来“燃料”氧化氮的生成,发展了富油

燃烧/ 淬熄/ 贫油燃烧燃烧室(RQL),它实际上是一种特殊的分级燃烧室^[13],一般该类燃烧室是由富燃区、淬熄混合区(或称为快速冷却区)和贫燃区三部分组成.如图 15 所示 GE 公司发展的一种轴向分级 RQL 燃烧室,在其富油级,当量比控制在 1.2~1.6,该区因缺氧相当一部分燃料不能燃烧,燃料中挥发出的氮也不能与氧生成 NO ,而还原生成 N_2 ;又因火焰温度降低,使 NO_x 与 CO 排放量减少.在淬熄混合区,通过引入大量空气,在那里与氧和未烧完的燃料快速混合,因停留时间太短来不及燃烧.进入贫油级后才进行完全燃烧.选择合适的当量比(约为 0.5~0.7)来控制燃烧温度,实现低 NO_x , CO 与 HC 的排放,以及改善点火及火焰稳定极限.此燃烧室的关键技术是空气与未烧完的燃料快速均匀混合.

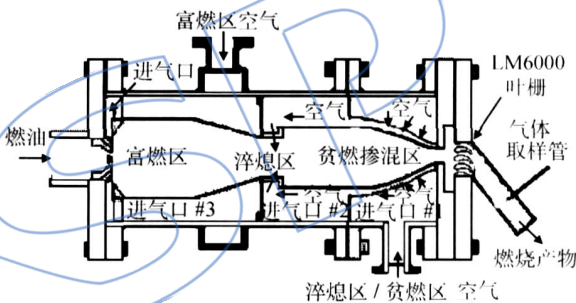


图 15 GE 公司 RQL 燃烧室简图

Fig. 15 RQL combustor schematic for GE

另外,美国于 1993 年提出的驻涡燃烧室(Trapped vortex combustor, TVC),该燃烧室是由驻涡区(Cavity)和主燃区两个部分组成(见图 16^[14]),空气和燃油分别进入驻涡区和主燃区.由于粘性作用,气流在驻涡区内产生驻涡,燃料在驻涡中稳定燃烧,产生的热燃气作为稳定的点火源点燃主燃区的主流.与常规旋流燃烧室相比,驻涡燃烧室结构简单、贫油吹熄极限宽、总压损失低、

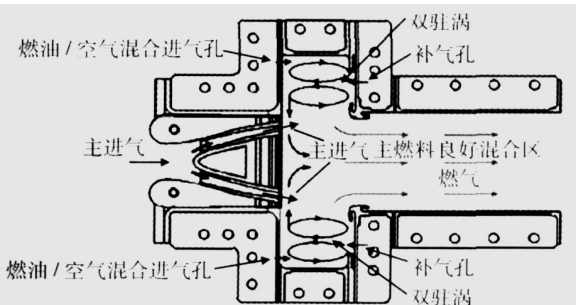


图 16 驻涡燃烧室 TVC 原理图

Fig. 16 Schematic diagram of trapped vortex combustor

燃烧效率高和 NO_x 排放值低等优点,为了进一步降低 NO_x 排放值,可采用一种 RQL 与 TVC 相结合的径向分级燃烧室方案(如图 17 所示),在 RQL/TVC 燃烧室中空气分别从主燃区和驻涡区前后腔等三路进气,而所有燃油全部喷入驻涡区,并在那里进行富油燃烧,因缺氧所产生的热燃气中包含了相当一部分未烧完的燃油,此热燃气在贫油熄火区处,与主燃区进气快速混合后,进入主燃区,进行贫油燃烧。在驻涡区通过前腔与后腔进气形成双旋涡,其中大的主旋涡主要起稳定火焰的作用,而小的二次涡能使主燃区空气和热燃气更快地掺混,形成均匀的贫油混气,从而降低 NO_x 排放,提高燃烧性能^[13]。

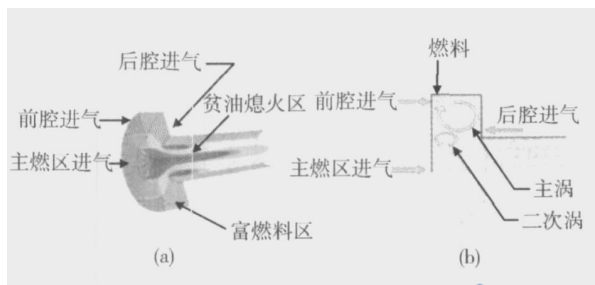


图 17 RQL/TVC 燃烧室简图

Fig. 17 Schematic of RQL/TVC combustor

在 RQL 燃烧室头部还可采用多级环形旋流燃烧器(Multi-annular swirl burner, MASB),如图 18 所示,空气轴向分级进入,实现 RQL 燃烧降低 NO_x 排放,其 NO_x 排放值在 $(5 \sim 15) \times 10^{-6}$ 左右^[15]。

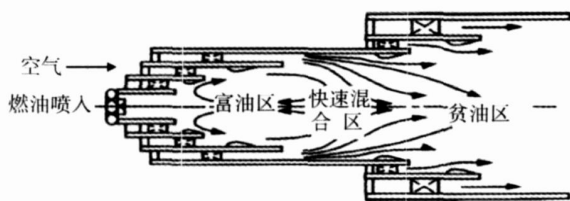


图 18 多级环形旋流燃烧器简图

Fig. 18 Schematic of multi-annular swirl burner

3.6 双环预混旋流燃烧室

为了进一步降低 NO_x 的排放量且不影响其他设计要求,20 世纪 90 年代,GE 公司开发了一种新型燃烧室——双环预混旋流(TAPS)燃烧室(见图 19),其特点是:两个同轴的环形旋流射流(主旋流和值班旋流)分别由其头部的一个主混合器(主旋流)和值班旋流器产生,如图 20 所示^[16]。主混合器由 1 个主旋流器(轴向旋流或径

向旋流器)与 1 个空腔构成,值班旋流器由 1 个高流量数压力雾化喷嘴与 2 个围绕在其周围的同向双级旋流器组成。同向双级旋流的功用可以改善起动和低功率工况下的雾化效果,以满足点火、起动、贫油燃烧稳定性和燃烧效率等设计要求。起动时,值班旋流主要受燃油喷嘴几何形状控制,并与主旋流相互作用,形成一个满足燃烧室设计要求的燃烧区。除了冷却燃烧室头部和火焰筒所需的空气外,其他空气都流经值班旋流器和主旋流器。燃油在值班级和主燃级之间分级是由燃油喷嘴完成。为了使 TAPS 的空气和燃油在燃烧之前预先混合,从高压压气机进来的空气通过两个围绕在燃油喷嘴周围的同轴旋流器直接进入燃烧室。喷嘴喷出的燃油在两股同向旋流作用下可使更贫的油气也可混合非常均匀,实现贫油预混燃烧。该燃烧室已经完成了大量的试验验证,将应用于 GENX 发动机上。与以前的喷气发动机相比,其燃烧温度可更低, NO_x 也大幅度降低。例如,在相当的推力等级上,GENX 的 NO_x 排放要比 CF6 发动机的 NO_x 排放降低 30% 以上。此外,GENX 的 TAPS 燃烧室所产生的一氧化碳 CO 和未燃烧的碳氢化合物 HC 也非常少。同时, TAPS 还具有大幅度降低烟尘和碳粒排放的潜力。由于 TAPS 燃烧室的燃烧温度较低,从而会提高 GENX 发动机下游部件的寿命。

GE 公司开发了两种双环预混燃烧室^[3]。即:CFM56-7B 发动机的单环腔燃烧室 - Tech56/CFM TAPS SAC(见图 19)与 GE90-94B 发动机的双环腔燃烧室 - GE90 DAC TAPS(如图 21),在着陆/起飞时,这两种燃烧室的 NO_x 排放量较目前生产的富油头部燃烧室降低了 50% 左右;燃烧室出口温度品质、排气冒烟、火焰筒壁温值和梯度也都优于富油头部(Single annular combustor, SAC)和(Double annular combustor, DAC)(如图 22)。

以上所述的分级燃烧室、可变几何燃烧室、催化燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室(LPP)、富油燃烧/淬熄/贫油燃烧(RQL)以及双环预混旋流(TAPS)燃烧室等各种先进低污染燃烧室,目前大都处于试验阶段只有少数的方案用在生产型发动机上。在对先进低污染燃烧室研制中,分区分级燃烧技术构成了低污染燃烧室设计的技术基础,而 LPP, RQL 与 TAPS 为三种很有发展前途的低污染燃烧室。

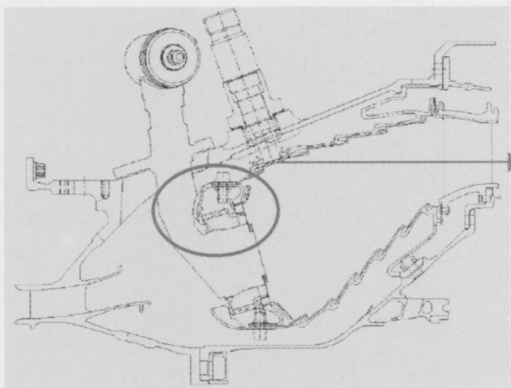


图 19 Tech56/CFM TAPS 燃烧室
Fig. 19 Tech56/CFM TAPS combustor



图 21 GE90 DAC TAPS 燃烧室
Fig. 21 GE90 DAC TAPS combustor

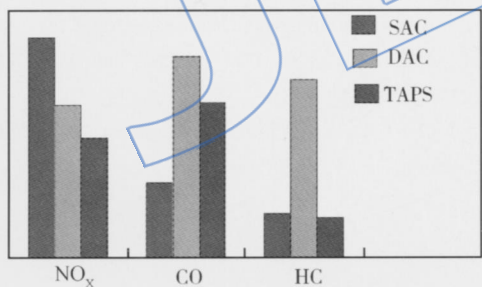


图 22 SAC,DAC,TAPS 发动机排放污染物实验值比较
Fig. 22 Comparison of measured emissions for
SAC,DAC,TAPS engine

4 先进低污染燃烧技术

燃料燃烧所引起的对大气环境污染,其中污染物氧化氮较难处理.为此,世界各国对 NO_x 的污染问题给于高度重视,除了对前述所涉及的各种低污染燃烧室进行了大量的研制工作外;近年来,还对一些新的低污染燃烧技术开展了研究,并促使其迅速发展,本节将对贫油直接喷射、燃料电池和主动燃烧控制等新低污染燃烧技术作简要介绍.

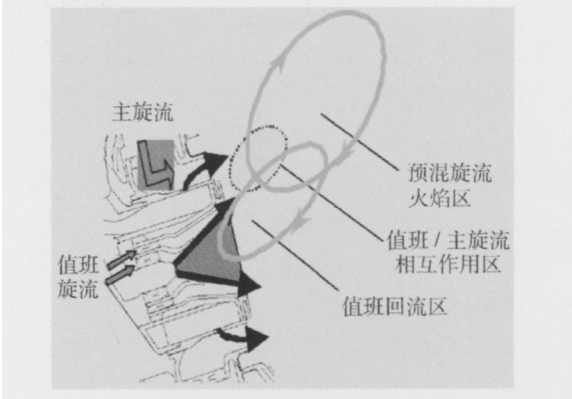


图 20 主混合器与流动
Fig. 20 Main mixer schematic / flow field

4.1 贫油直接喷射

贫油直接喷射 (Lean direct injection, LDI)^[5] 是采用多点直接喷射把燃油输入燃烧室内,在喷射点处为局部富油燃烧,以增加燃烧稳定性,然后与空气快速混合形成均匀贫油混气进行燃烧,消除局部过热点,降低燃气温度,从而抑制 NO_x 的排放.虽然喷射点处为富油燃烧,可能会增加 NO_x 生成,但由于混气在高温区停留时间很短,故增加 NO_x 量很少. LDI 的关键技术是如何使燃油与空气迅速混合^[12],将该技术与其他低污染燃烧方案一起配合使用,效果更好.

4.2 燃料电池技术

燃料电池是一种不经过燃烧,将氢直接转化为电能和热量的电化学设备,燃料电池也是绿色的发动机,因为它以氢为能源,排气中只有水.因此,21 世纪的航空推进将从当前依靠化学燃烧的能源逐渐转向一个采用混合能源的系统,最后将转向大部分依赖基于电化学能源.向绿色发动机过渡的第一步是实验性地发展以燃料电池为动力的无人机和通用飞机.

美国波音公司计划在 B737 飞机上验证一种基于燃料电池的辅助动力装置 (APU),并可能在 2010 年以后在民用飞机上采用.同时发展的还有基于固态氧化物燃料电池 (SOFC) 的先进的 APU.波音公司预计,这种电池可使效率提高 45%.相当于一架典型的 B777 飞机每年可节省 340 500 kg 的重量,预计燃料电池技术将在 2010 年左右完全成熟.

4.3 主动燃烧控制技术

主动燃烧控制 (Active combustor control,

ACC)通过迅速改变燃烧参数实现对燃烧过程的调节,例如定时喷入燃油而不是根据需要被动地调节供油量,使用自动控制技术,调节各头部燃油量,达到降低出口温度分布系数的目的;ACC还可改善发动机性能,提高燃烧效率,降低污染排放。因此对ACC的研究包括:燃烧不稳定性、出口温度分布系数和污染最小等三方面主动控制技术。目标是验证航空发动机飞行包线范围内污染排放都达到超低水平的主动燃烧控制燃烧室。从长远来看,除了控制燃烧室动态特性外还可提供实时状态监控能力,以便控制使用中恶化,安全地减小混气的富油裕度,从而使 NO_x 排放降到最低。

以上三项新的低污染燃烧技术实现难度较大,但它们可使 NO_x 排放降到最小,同时还可提高发动机性能。因此有着广阔的应用前景。

参考文献:

- [1] Bahr W W, Gleason C C. Experiment clean combustor program, Phase I: Final report [R]. NACA-CR-134737, 1975.
- [2] Lew L H, Carl D R, Dezubay E A. Low NO_x heavy fuel combustor concept program Phase I: Combustion technology generation [R]. NASA-CR-165482, 1981.
- [3] Mongia H C. TAPS-A4th generation propulsion combustor technology for low emissions [R]. AIAA 2003-2657, 2003.
- [4] 林宇震,刘高恩. 分级/预混合预蒸发贫油燃烧低污染方案排放初步研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 492-497.
LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary study of NO_x emission of staging/premixed and prevaporized lean emission combustor scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 492-497.
- [5] Marek C J, Smith T D. Low emission hydrogen combustors for gas turbines using lean direct injection [R]. AIAA 2005-3776, 2005.
- [6] 赵坚行. 动力装置的排气污染与噪声 [M]. 北京: 科学出版社, 1995.
- [7] 张彦仲. 航空环境工程与科学 [J]. 中国工程科学, 2001, 3(7): 1-6.
- [8] Walker A D, Denman P A, McGuirk J J. Experimental and computational study of hybrid diffusers for gas turbine combustors [J]. ASME J. of Engineering Gas Turbines and Power, 2004, 126: 717-725.
- [9] Rizk N K, Chin J S. Modeling of NO_x formation in diffusion flame combustors [R]. AIAA 2002-3713, 2002.
- [10] Smith L L, Karim H, Castaldi M J. Rich-catalytic lean-burn combustion for low-singht-digit NO_x gas turbines [J]. ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127: 27.
- [11] Rizk N K, Mongia H C. Three-dimensional emission modeling for diffusion flame, rich/lean and lean gas turbine combustors [R]. AIAA 93-2338, 1993.
- [12] Imamura A, Yoshida M. Research and development of a LPP combustor with swirling flow for low NO_x [R]. AIAA 2001-3311, 2001.
- [13] Douglas L, Straub K H. Assessment of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor for stationary gas turbines [J]. ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127: 36-41.
- [14] Brankovic A, Ryder R C. Emission prediction and measurement for liquid fueled TVC combustor with and without water injection [R]. AIAA 2005-0215, 2005.
- [15] Vermes G. Low NO_x emission from an ambient pressure diffusion flame fired gas turbine cycle (APGC) [J]. ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125: 46-50.
- [16] Stouffer S D, Ballal D R. Development and combustion performance of a high-pressure WSR and TAPS combustor [R]. AIAA 2005-1416, 2005.