

文章编号: 1000 8055 (2010) 09-1923-08

先进燃烧室分级燃烧空气流量分配的探讨

林宇震, 林 阳, 张 弛, 许全宏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 参加燃烧的空气流量分配将大于 60% 的特点使常规燃烧室无法满足高温升和低污染燃烧室的基本要求. 从燃烧的基本特性以及燃烧室的基本性能要求出发, 重点分析了常规燃烧室中设计的燃烧空气分配的极限, 讨论了高燃烧气量分配下燃烧室关键技术问题和软分级概念. 通过比较现有燃烧室分级方式的特点, 指出从稳定性角度出发 RPP (rich premix prevaporized) 中心分级是解决超高温升燃烧室的较佳方法, 而 LPP (lean premix prevaporized) 中心分级是解决低污染燃烧室的较佳方法.

关 键 词: 分级燃烧; 燃油分级; 气量分配; 油气比; 燃烧室

中图分类号: V231. 2

文献标识码: A

Discussion on combustion airflow distribution of advanced staged combustor

LIN Yur zhen, LIN Yang, ZHANG Chi, XU Quar hong

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: One of the significant characters in superhigh temperature rise combustors and low emission combustors is represented by the high combustion airflow rate which is more than 60% in the airflow distribution. With this characteristic, the normal combustors could not achieve the basic requirements of the high temperature rise combustors and low emission combustors. Based on the basic characteristics of combustion and the basic performance of the combustor, this paper emphatically analyzed the limit of the combustion airflow distribution on normal combustor design, and discussed the key points for the high combustion airflow rate combustor and the concept of the flexible staging. This paper compared the characteristics of different staging methods, pointed out that the rich premix prevaporized (RPP) center staged combustion is a preferred method for superhigh temperature rise combustors, and the lean premix prevaporized (LPP) center staged combustion is a preferred method for low emission combustors.

Key words: staged combustion; fuel staging; airflow distribution; fuel/air ratio; combustor

现代发动机应满足的要求包括: 达到 ICAO (International Civil Aviation Organization) 和用户的污染排放需求; 降低燃油消耗; 推力调节范围

宽, 加速减速性能好; 极端雷雨、冰雹天气操作稳定; 可靠的地面起动、空中起动、涡轮耐久性、燃烧室耐久性、低质量和低成本等. 这些要求都与燃烧

收稿日期: 2009 08 20; 修订日期: 2009 10 27

作者简介: 林宇震 (1969-), 男, 浙江宁波人, 教授、博士生导师, 博士, 航空发动机气动热力科技重点实验室燃烧方向学术带头人.

室的性能息息相关. 现代燃烧室的基本性能要求^[1]必须满足上述发动机的性能、操作性、质量及费用的需求. 因此现代燃烧室的性能需满足: 最低的 NO_x , CO , UHC (unburned hydrocarbons) 和烟排放; 高燃烧效率(99.9%) 和低压损失; 燃烧室稳定工作范围宽; 在吸入雨水和冰雹时能保持火焰稳定; 可靠和平滑的点火; 出口温度分布品质好; 降低火焰筒壁温, 燃油系统不结焦; 结构简单、工艺性好等. 其中对发动机而言最重要的是安全性, 即需要燃烧室有较宽的稳定工作范围.

不同推质比的燃烧室的稳定工作范围略有不同, 具体如下所述:

1) 推质比 8 一级燃烧室, 慢车油气比大体上为 0.01, 设计点油气比为 0.027, 熄火的要求是慢车油气比的 50% .

2) 推质比 10 一级燃烧室, 慢车油气比大体上为 0.01, 设计点油气比为 0.034, 熄火的要求是慢车油气比的 50% .

3) 更高推质比发动机燃烧室, 慢车油气比大体上为 0.01, 设计点油气比为 0.040~ 0.045, 熄火的要求是慢车油气比的 50% .

为了达到安全性的要求, 需要燃烧室在如表 1 所示的范围内稳定工作.

虽然这个讨论的出发点是对高温升燃烧室, 但是, 对于低污染燃烧室, 同样适用, 原因是低污染燃烧室中需要参加燃烧的空气分配比例也大大增加. 例如, 对于一个设计点油气比为 0.028 的低污染燃烧室, 若实现贫油预混燃烧, 要大幅度降低 NO_x , 则燃烧当量比为 0.7, 燃烧空气分配比例为 60%, 与油气比为 0.04 高温升燃烧室相当.

表 1 典型油气比及需要的稳定工作范围

Table 1 Typical fuel/air ratio and the needed stable operation range

发动机 推质比	贫油熄火 油气比	慢车 油气比	海平面起 飞油气比	海平面起飞油气比/ 慢车油气比	海平面起飞油气比/ 贫油熄火油气比
8	0.005	0.01	0.027	2.7	5.4
10	0.005	0.01	0.034	3.4	6.8
更高	0.005	0.01	0.040~ 0.045	4.0~ 4.5	8~ 9

1 常规燃烧室燃烧用空气分配的设计极限

常规燃烧室的结构及空气分配如图 1 所示.

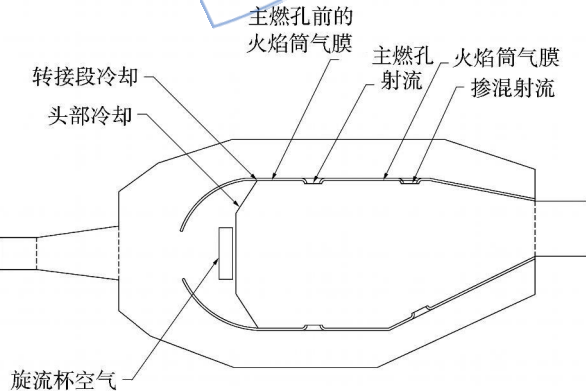


图 1 燃烧室气量分配

Fig.1 Airflow distribution of combustor

常规燃烧室的设计都采用富油头部, 例如, 旋流杯或内膜预混空气雾化喷嘴. 这种设计的特点是喷油都是从一个位置喷出. 贫油熄火是依靠富油头部, 即旋流杯的熄火特性来保证的. 那么, 在

设计点, 头部旋流杯一定是富油的. 于是掺入主燃孔空气来形成主燃烧区, 把十分富油的头部掺混到主燃区的当量比为 1 左右, 使燃烧完全. 这属于空气分级燃烧, 可使燃烧室的总油气比从 0.005 变化到设计点油气比. 但是, 这种设计方式只能满足设计点总油气比低于 0.034 的燃烧室要求, 最多通过采取一些措施, 可实现总油气比最高达 0.04 的燃烧室设计, 油气比更进一步增加, 则需要有另外创新技术, 原因如下分析.

旋流杯的熄火特性当量比大体上为 0.45^[2], 则据此, 可以确定旋流杯的流量分配. 或者, 换一种说法, 旋流杯在慢车时当量比保证为 1, 则可以有 50% 的油气比裕度来使燃烧室有较宽的稳定工作范围, 在突然的减速和可能喘振的情况下仍然保持火焰稳定. 则旋流杯的流量分配大体为 15%. 如果旋流杯熄火特性好一些, 则旋流杯的流量分配可以适当增加一些. 对于推质比 8 和推质比 10 的燃烧室, 大体都是按此思路来设计.

燃烧室总油气比进一步增加, 对常规燃烧室头部的影响如图 2 和图 3. 图 2 是燃烧室总油气比与头部旋流杯的当量比之间关系. 图 3 是燃烧

室旋流杯雾化气液比. 从旋流杯雾化的实验结果来看, 旋流杯的气液比大于 3~ 4 就可以满足设计点时良好的雾化^[3], 当总油气比达到 0. 037 以上时, 气液比变小, 雾化开始变差, 同时对油气混合也会产生很大影响. 另外一方面, 旋流杯的当量比超过 3, 冒烟量将会大大增加. 因此, 从常规燃烧室旋流杯这种结构来看, 也就只能达到总油气比不超过 0. 038 的要求.

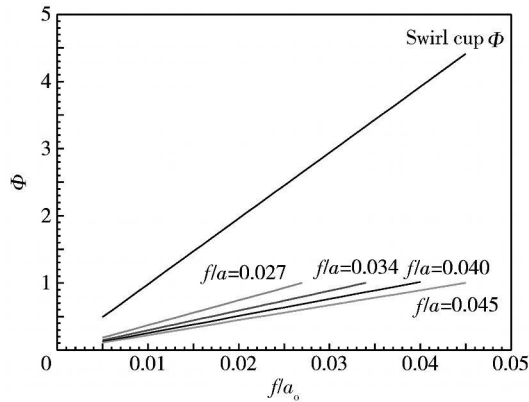


图 2 常规燃烧室总油气比与头部旋流杯的当量比之间关系

Fig. 2 Relation between the total fuel/ air ratio of the normal combustor and the equivalence ratio of the dome swirl cup

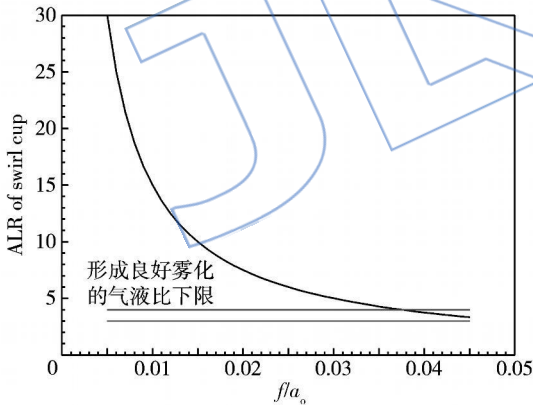


图 3 旋流杯的气液比

Fig. 3 Air/liquid ratio (ALR) of swirl cup

按照 GE(General Electric) 公司的设计思路, 认为主燃孔后的当量比应处于 0. 6~ 0. 8 之间, 通常取 0. 7 作为初始设计. 则可以计算出主燃孔的流量分配^[4], 计算公式^[4]如下, 结果如图 3 所示.

$$\phi = (f/a_o)L/(\dot{m}_c/\dot{m}_a) \tag{1}$$

$$\dot{m}_c = \dot{m}_s + \dot{m}_{dc} + \dot{m}_{pe} + \dot{m}_{pz} \tag{2}$$

按照这种设计比, 主燃孔的回流从物理上的定义要清楚些, 即大状态下, 头部旋流杯、头部冷却、头部转接段气膜以及第一段火焰筒气膜, 主燃

孔的全部空气都参加燃烧. 通常头部冷却流量为 8%, 头部形成的第一段气膜为 5%, 主燃孔所处的气膜为 5% .

按照式(1)和式(2)可以计算出的主燃孔流量分配如图 4 所示. 图 5 是除了参加燃烧的空气外其他气量分配.

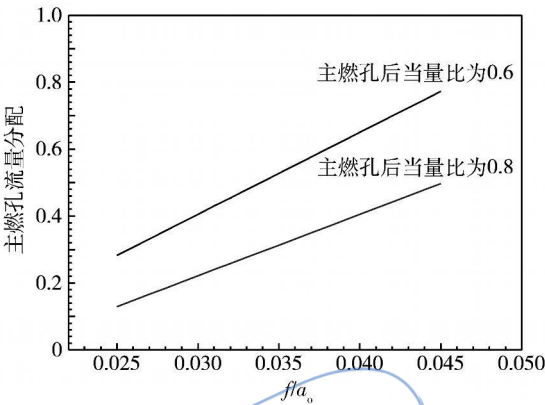


图 4 主燃孔的流量分配

Fig. 4 Airflow distribution of primary hole

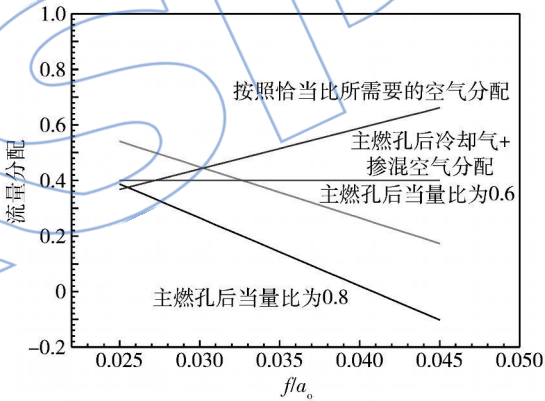


图 5 流量分配变化规律

Fig. 5 Variation law of airflow distribution

若按照头部空气的全部, 主燃区冷却气膜的一半, 以及主燃孔的一半回流形成主燃区的空气分配, 则主燃区当量比如图 6 所示.

从现有的冷却设计技术和掺混设计技术而言, 在常规燃烧室即头部旋流杯+ 主燃孔的结构形式和气动热力条件下, 40% 的冷却空气和掺混空气是必须的. 这种形式的燃烧室也就能使燃烧室的总油气比达到 0. 034. 如果在冷却和头部油气混合方面进一步采取措施, 例如复合式头部^[5]和 TALON II^[6], 通过降低头部和火焰筒的冷却空气量, 加强头部油气混合, 可以使这种形式的燃烧室总油气比达到 0. 038 左右.

对常规燃烧室(旋流杯头部+ 主燃孔)的设计形式, 最高工作油气比不超过 0. 04, 能够保证稳定性, 出口温度场等一些关键的燃烧室性能需求.

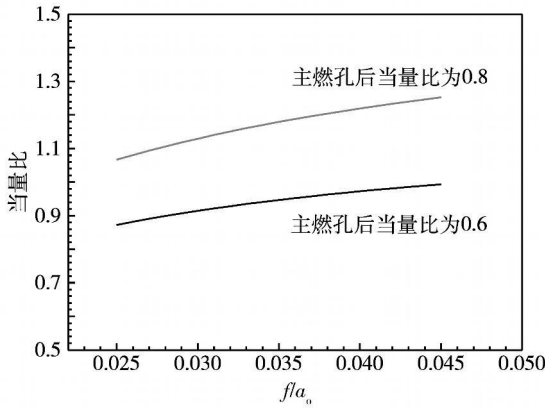


图 6 主燃区的当量比

Fig. 6 Equivalence ratio of primary zone

要想满足油气比高于 0.04 的燃烧室, 或者在低污染燃烧室中, 燃烧空气百分数大于 60%, 必须采用的措施是分级.

2 高燃烧空气分配的分级燃烧基本问题分析

高燃烧空气分配的最核心的技术措施是采用分级燃烧. 本文所讨论的分级燃烧, 是指具有两个明确燃烧区的分级概念, 即不仅燃油要分级, 而且与之匹配的燃烧用空气同样要分级. 分级燃烧关系到所有的燃烧基本性能的实现, 因此有必要对此进行一个深入的分析, 讨论分级燃烧的的一些共性问题以及现有的分级措施的特点, 或者说优点和缺点.

第一个基本问题是分级燃烧的级数问题. 对于航空发动机, 分级燃烧的基本出发点是拓宽燃烧稳定工作范围, 保持点火性能, 实现大状态下高均匀度燃烧, 以提高出口温度均匀度和降低 NO_x 污染排放. 航空发动机主燃烧室的分级不宜太复杂, 以两级为宜. 地面燃机的分级措施可以非常复杂^[7], 从起动到大功率状态可以分到 5 级甚至以上. 但是, 航空发动机燃烧室分级多了不行, 这是由航空发动机所有特性要求中的基本要求即安全性提出的: 分级多了, 一方面会使可靠性降低; 另一方面会使燃烧室结构复杂, 质量增加, 这都与航空发动机的轻巧设计思想背道而驰.

第二个基本问题是分级燃烧的燃油流量分配问题. 上面说明了航空发动机燃烧室分级以两级为宜, 这两级共同工作中, 燃油应该怎样分配? 这两级通常称为预燃级和主燃级. 预燃级用于从起动到某一个工况, 然后是主燃级和预燃级共同工作到最大油气比.

通常, 预燃级用于保证地面起动、空中再点火、贫油稳定燃烧边界及小工况的燃烧效率等燃烧性能, 而在大工况, 起辅助燃烧作用. 从上面讨论常规燃烧室头部空气分配可以知道, 如果确定了慢车工况, 则以慢车工况时预燃级的当量比为 1 作为一个出发点进行预燃级的负荷分配, 这与常规燃烧室的设计相同. 如果采用空气雾化喷嘴, 例如旋流杯, 则熄火的当量比比慢车当量比小 50%, 则可以有 50% 的油气比裕度来使燃烧室有较宽的稳定工作范围, 在突然的减速和可能喘振的情况下保持火焰稳定. 如果知道了设计点的油气比, 则燃油分配就很清楚了. 基本可以按照下面的方法进行初步的分配:

$$\text{预燃级燃油比例} = \frac{\varphi \cdot f / a_{\text{idle}}}{f / a_{\text{sto}}} \quad (3)$$

$$\text{主燃级燃油比例} = 1 - \frac{\varphi \cdot f / a_{\text{idle}}}{f / a_{\text{sto}}} \quad (4)$$

上式中有个比例因子 φ , 是考虑到在设计工况时, 调整预燃级油气比的一个参数. 这是因为, 在低污染燃烧中, 不希望预燃级在设计工况时的油气比接近恰当比, 而是以较贫油的状态工作, 例如, 以当量比 0.7 工作, 若慢车预燃级当量比为 1, 则这个比例因子就是 0.7. 对于超高温升燃烧室, 为了保证出口温度场, 也会使预燃级的当量比尽量小, 否则局部形成当量比接近 1 的高温燃气团, 出口温度分布系数就大幅升高. 因此, 该比例因子通常会小于等于 1. 下面给出了按燃烧室总油气比为横坐标的两级燃油分配比例图. 见图 7.

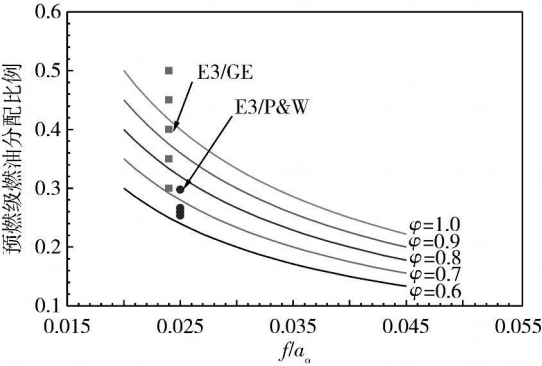


图 7 预燃级燃油在设计点时的分级比例

Fig. 7 Stage rate on design point of the primary stage fuel

假设慢车油气比为 0.01, 设计点油气比为 0.02 至 0.045. 图 7 中给出了 E3 计划中 GE 的径向分级双环腔燃烧室和 P & W (Pratt & Whitney) 公司的轴向分级燃烧室的预燃级燃油在设计点工况

时的燃油分配比例^[8]. GE 公司的 E3 燃烧室方案设计点的预燃级与主燃级的分级比例分别从 30/70 到 50/50, P&W 公司的 E3 燃烧室方案在设计点的预燃级与主燃级的分级比例是 26/74 附近. 在设计高燃烧用空气分配的燃烧室燃油分级时, 可参考上述原则来进行燃油分级比例的初步设计.

第三个基本问题是分级燃烧的转级问题. 即燃烧室总油气比到多大时, 预燃级与主燃级共同工作. 这个问题需要从两方面来考虑: 一个是从燃烧稳定性的角度; 一个是从发动机的工作状态.

从燃烧稳定性角度来看, 主要是主燃级和预燃级的最小稳定燃烧的边界当量比. 因为转级后, 两级必须同时燃烧, 要稳定燃烧, 则两级的当量比必须大于最小稳定燃烧的当量比. 航空煤油属于碳氢燃料, 从碳氢燃料可燃边界和燃烧室燃烧稳定性基本要求来确定分级燃烧的负荷分配. 预混燃烧的碳氢燃料可燃边界, 在贫燃料一侧, 大体上的当量比为 0.5, 富燃料这一侧, 与压力有关, 随着压力增高, 当量比从 2 增加到 5 左右^[9]. 对于现在燃烧室设计, 与雾化方式有关. 雾化颗粒度小, 混合越均匀的, 接近理想情况的熄火当量比. 雾化颗粒度小, 混合不均匀的, 熄火当量比会小于理想情况的当量比. 例如, 采用空气雾化喷嘴, 这属于雾化颗粒度细并且混合均匀的情况, 贫油熄火时的当量比在 0.4~0.55 之间^[2,10], 高值对应于雾化较差的情况. 而对于离心喷嘴雾化, 旋流器稳定火焰, 例如 WP7 燃烧室, 燃油雾化后直接喷射进入燃烧区, 则熄火当量比比 0.5 小很多, 能够达到 0.15. 对于超高温升燃烧室和低污染燃烧室, 需要进行贫油预混燃烧, 则熄火当量比为 0.5.

按照文献[8]中给出的预燃级旋流杯流量为 18.8% 和主燃级旋流杯流量为 26.4% 的分配, 计算在整个燃烧室工作油气比范围内主燃级和预燃级旋流杯当量比的变化. 慢车时燃烧室总油气比为 0.011、设计点总油气比为 0.025, 燃油分级比例预燃级为 40%, 主燃级为 60%. 其转级点状态是进场状态^[8], 推力为设计点的 30%, 燃烧室总油气比为 0.015, 如图 8 所示(图中: LBO 表示贫油熄火; SLTO 表示海平面起飞). 在转级时, 主燃级和预燃级的当量比刚好比在熄火当量比之上. 该图说明了转级必须考虑可燃极限, 同时要考虑发动机的工作状态, 该工作状态不能在整个飞行包线内频繁切换. 在民用航空发动机的其他主要工作状态, 如海平面起飞, 爬升还有高空巡航, 燃烧室的总油气比均在 0.021 至 0.024 之间, 则两

个燃烧级都共同工作, 以降低污染排放和实现稳定燃烧. 在 GE 公司研制的下一代低污染燃烧室 TAPS(twin axial premixed swirler)中, 其分级的策略与 E3 中的燃烧室相同^[11].

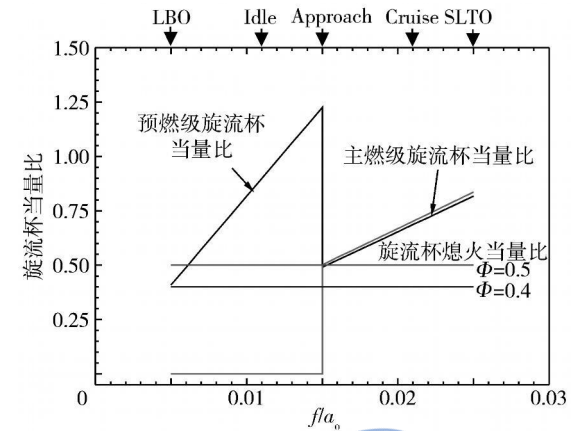


图 8 E3 计划中 GE 双环腔燃烧室预燃级与主燃级当量比随燃烧室总油气比的变化
Fig. 8 Variation between the equivalence ratio of the primary and main stages with the total fuel/air ratio of the dual annular combustor that GE designed for E3 project

下面给出一个虚拟的设计点总油气比达 0.045 超高温升燃烧室的分级. 假设慢车时油气比达 0.015, 这个假设的根据是: 按照目前发动机慢车油气比一般是设计点的 1/2.5, 设超高温升燃烧室对应的发动机调节比更宽, 取慢车油气比为设计点的 1/3. 总油气比为 0.045 时, 设发动机的增压比为 35, 对应的温度为 900 K, 则燃烧室的出口平均温度为 2250K. 为降低出口温度分布不均匀度, 需减小出口温度的最高值, 则主燃级应采用预混燃烧. 总油气比为 0.045, 意味着按化学恰当比反应时需要 66% 的空气, 假设火焰筒冷却气分配只有 10%, 则还有 90% 空气可以参加燃烧. 按照上述原理, 慢车时预燃级当量比取为 1, 则需要分配 22% 空气给预燃级, 主燃级的空气分配为 68%. 在设计点工作时, 燃烧区的当量比为 0.735, 理想混合情况下, 燃烧室出口最高温度不超过 2360 K, 则出口温度分布系数可低至 0.08. 分级点的燃烧室总油气比为 0.030, 相当于目前主流民机燃烧室和推质比 8 一级燃烧室的设计点油气比, 如图 9 所示. 这就是采用两个燃烧区, 从物理上隔绝开以后分级点的设置.

这样一个分级比例对于超高温升燃烧室来讲, 分级点在常用的工作范围内, 军机需要发动机

频繁地改变推力, 这时如果因为分级点而使发动机的推力变化变慢, 对于军机的机动性会产生十分不利的影响. 另外, 分级点油气比过高时, 会产生喷嘴结焦.

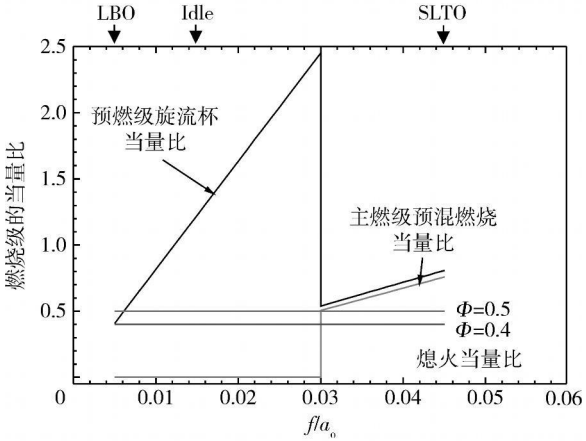


图 9 超高温升燃烧室分级方案 1(总油气比 0.045)
Fig. 9 Plan 1 of ultrahigh temperature rise combustor (total fuel/ air ratio is 0.045)

因此希望分级点比慢车工况稍高一些, 如果可能, 在慢车点油气比以内分级. 采用贫头部的设计时, 分级如图 10 所示, 对于上述总油气比为 0.045 的燃烧室, 分级点取在 0.018, 则可以避免因为分级点设在较大工况对军机加速性的影响. 但是, 按照均匀预混的燃烧可燃极限, 主级是不可燃的, 因此, 在这种设计中, 就要求主燃级在总油气比为 0.018 至 0.03 之间, 建立一个主级部分可燃, 或者是能够被预燃级引燃的机制, 以保证高效稳定燃烧, 即所谓软分级概念. 这个软分级是如何实现, TAPS 已经给出了成功的例子. 像 TAPS (twin annular premixing swirl) 这样中心分级,

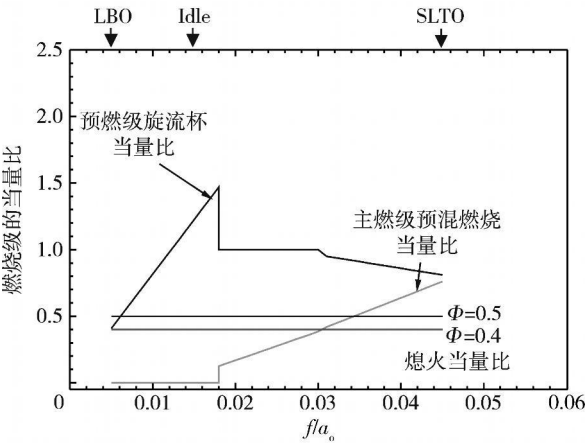


图 10 超高温升燃烧室分级方案 2(总油气比 0.045)
Fig. 10 Plan 2 of ultrahigh temperature rise combustor (total fuel/ air ratio is 0.045)

在分级点时, 预燃级燃油比较富, 需要主燃级的部分空气参加燃烧, 这样主燃级喷入少量的油在预燃级的燃烧区同样能够燃烧比较完全. 中心分级的单环腔燃烧室能够实现软分级.

如果采用富油头部设计高温升燃烧室, 则分级点可以设计到比较低的油气比范围内, 可以保证军机大范围改变油气比而导致的稳定性问题, 分级点的油气可以小于慢车点油气比. 但是富油头部采用常规的扩散火焰是不可取的, 因为温度场均匀性就很难达到. 从温度场均匀性来看, 均匀预混的富油头部是实现超高温升燃烧室的一个较好的选择, 既能满足稳定性的要求, 又能满足出口温度场的要求.

第四个基本问题是主级燃烧空气如何在分级燃烧中起作用. 无论是在超高温升的燃烧室还是在超低污染燃烧室设计中, 参加燃烧的空气分配比例都超过了 60%, 分级是必不可少的技术措施. 第四个问题提出的原因是从起动到慢车, 再从慢车过渡到转级之前, 都是预燃级在工作, 那么, 主燃级的空气该起什么作用? 实际上, 主燃级的空气在预燃级由于供油增加变成富油燃烧时, 应该起到类似于常规燃烧室的主燃孔和掺混孔的作用, 帮助预燃级富油燃烧产物补燃并均匀其温度分布. 这需要在燃烧室气动设计和油雾分布设计中有创新的方案.

第五个基本问题是转级时如何保证燃烧的稳定性? 这实质上需要控制供油规律. 即在燃烧室总油气比增加时, 预燃级先减油, 不是一步到位的减油, 而应是一个过程, 防止预燃级熄火. 在燃烧室总油气比减小时, 先增加预燃级供油比例, 使预燃级保持一个稳定工作状态, 逐渐减少主燃级供油, 直至全部过渡到预燃级供油. 这里的限制因素, 在军用航空发动机中, 主要考虑温度场限制, 在民用发动机中, 不仅要考虑温度场限制, 还要考虑 NO_x, CO 和碳氢的排放. 见图 8 至图 10 的转级处油气比变化.

3 现有分级燃烧的特点

关于分级燃烧, 主要的分级方式有四种: ①周向分级; ②径向分级; ③轴向分级; ④中心分级. 在径向分级中, 有的燃烧室头部不在同一个轴向位置上, 又可称为轴径向分级.

周向分级、径向分级、轴向分级这三种分级的工作原理、特点等在 Lefebvre 第二版的 Gas Turbine Combustion 中有详细的介绍, 这里重点从转

级的角度来分析这几种分级燃烧的特点^[3]。这三种分级具有相同的特点: 燃烧室的设计主要是针对小工况和大状态进行的优化设计, 即在这两个状态下燃烧室具有较好的燃烧性能。但是在转级的过程中, 由图 8 和图 9 可知, 预燃级当量比会有个较大的突降过程(一直降到接近熄火极限当量比), 以实现在主燃级切入时燃烧室总当量比仍然维持在燃烧室设定范围内。此时预燃级当量比的突降往往会带来燃烧室工作的不稳定, 并且带来燃烧效率降低、出口温度分布不均匀等问题。

另外两种近年来出现的燃烧方式, 如驻涡燃烧^[12-13]和多点喷射^[14-15], 下面对其气流分配和分级方面进行讨论。驻涡燃烧是国际上在 20 世纪 90 年代中期发展的一种新的燃烧组织方式。驻涡燃烧室采用了分级分区燃烧的概念, 预燃级由空腔组成, 空腔内供入空气形成稳定的旋涡, 同时供入燃油, 由于预燃级的旋涡在空腔里驻定, 因此称为驻涡燃烧室, 使预燃级在各种工况下都能稳定燃烧。主燃级的火焰稳定采用横向分流器和纵向支柱形成的小涡来完成, 燃油喷入由稳定器形成的通道内, 进入主燃烧区, 由预燃级点燃, 并由支柱来传播火焰, 形成稳定连续充分的燃烧。总的燃烧空气量分配能高达 80%, 从分级的概念来看, 驻涡燃烧的分级特点与双环腔燃烧室类似, 可以顺利实现转级, 最大的问题是驻涡腔的热防护, 以及在大工况下火焰长度和出口温度场的均匀性问题, 原因是驻涡空腔内包裹火焰, 使空腔壁面温度太高, 主级类似于加力燃烧室的火焰稳定方式, 在高速射流中组织燃烧, 燃油难于在主燃烧室火焰筒不到 200 mm 的长度内燃尽, 另外, 由于平行流动的混合效率非常低, 导致高温区直接迁移到下游, 使出口温度场变差。简言之, 驻涡燃烧室在解决稳定性方面有优势, 但是在小工况的排放和出口温度场方面, 没有优势, 因此在高燃烧分配的燃烧室中, 驻涡并未显示出更多的优越性, 除非能够在短长度高均匀主燃级上的关键技术能够突破。

多点喷射也是美国在民机中发展的一种贫油直接喷射燃烧方式, 一个全环燃烧室的喷射点多达数百点甚至上千点。核心技术是派克公司的层板喷嘴。国内也有一些简化版本, 例如采用多个涡流器来形成多点喷射^[15]。可从两个方面来考虑其分级, 单个喷射点/涡流器组合的贫油熄火极限和出口温度分布限制, 基本上就是单个喷射点/涡流器组合的工作当量比从 0.5 到 0.8, 因为当量比为 0.5 是熄火极限, 而当量比为 0.8 是出口温度

分布控制的要求, 如果过富油有可能该热点会保持到出口, 引起温度场的不均匀。要调整燃烧室的总油气比, 控制多点喷射中喷射点的数量。以一个设计点总油气比为 0.045, 慢车贫油熄火点油气比为 0.005 的燃烧室, 喷油点为 500 点的燃烧室为例, 头部总的气量分配为 80%, 每个喷油点的空气分配为 0.16%。随油气比变化时需要打开的喷射点如图 11 所示。

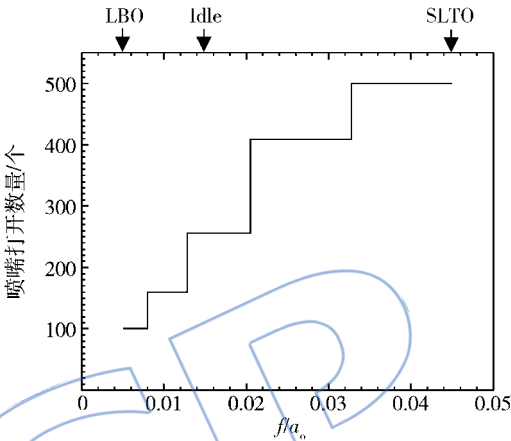


图 11 多点喷射中喷射点打开数量与燃烧室总油气比之间关系示意

Fig. 11 Schematic of relationship between total fuel/air ratio and the amount of operating injections in multi injection

如果在燃烧室头部采用多点喷射, 可以看到, 从设计点到熄火点, 需要分 5 级。由于多点喷射都是微通道, 从大状态过渡到小状态, 喷嘴中未喷出之燃油肯定结焦把喷嘴堵死。如果不想堵塞, 则需要辅助的吹除系统。所以, 如果采用多喷嘴并均匀分配油量的多点喷射, 分级很多的话, 在航空发动机上是没有实用价值的。在地面燃机上是可以考虑其应用, 因为系统复杂一些, 控制复杂一些是可以承受的。

中心分级即预燃级和主燃级共用同一轴线, 中心是预燃级, 主燃级在外侧包围着预燃级。中心分级在小工况和大状态的工作原理和上述三种分级基本相同, 只是在转级时略有不同。在转级时, 虽然预燃级当量比也有突降的过程, 但是仍然远高于熄火极限当量比。在主燃级切入时, 使预燃级作为稳定的点火源, 引燃主燃级, 之后随着主燃级当量比的增加, 适当调整预燃级当量比, 以使燃烧室总当量比符合设计要求。

因此, 从稳定性角度考虑, 中心分级方式对于高燃烧用气量分配的燃烧室也许是个好方法: RPP (rich premix prevaporized) 中心分级是解决超高温升燃烧室的较佳方法, 而 LPP (lean premix pre-

vaporized) 中心分级是解决低污染燃烧室的较佳方法。而且中心分级方式可以降低头部高度, 可以使冷却气用了以后再掺混。但是由此也产生了一个关键技术就是如何均匀温度场和补燃。

真正有前途的多点喷射, 是与中心分级燃烧组织方式相结合, 预燃级分配的油量满足小工况点火和慢车之前的燃烧稳定及效率, 而多点喷射仅用于主级, 分级只分两级。

4 总结

为了满足现代发动机发展的需求, 需要研究超高温升燃烧室和低污染燃烧室这种高燃烧用气量分配。

常规燃烧室(旋流杯头部+主燃孔)由于技术所限, 仅能在最高油气比不超过 0.04 的时候满足燃烧室的一些关键性能的需求。对于油气比高于 0.04(超高温升)的燃烧室或低污染燃烧室这类燃烧空气百分数大于 60% 而言, 常规燃烧室的结构设计是无法满足要求的, 为此需采用分级燃烧的方式以实现上述要求。

在设计分级燃烧时需要考虑以下 5 个问题。

- 1) 分级燃烧的级数: 不宜太多, 以两级为宜。
- 2) 分级燃烧的燃油流量分配: 可以参考 E3 燃烧室方案的燃油分配。
- 3) 分级燃烧的转级: 需要采取软分级进行转级。
- 4) 主燃级在分级燃烧中的作用: 在预燃级单独工作时, 主燃级应起到补燃和均匀温度分布的作用。
- 5) 转级时燃烧的稳定性: 采用合理的供油规律, 实现转级时燃烧的稳定性。

从稳定性角度出发, 在现有的分级燃烧的分级方式中, 以中心分级方式为佳: 其中 RPP 中心分级是解决超高温升燃烧室的较佳方法, 而 LPP 中心分级是解决低污染燃烧室的较佳方法。

参考文献:

- [1] Dodds W. Engine technology development to address local air quality concerns[R]. Belgium: International Coordinating Council of Aerospace Industries Associations, 2008.
- [2] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩, 等. 燃油周向分级对贫油熄火油气比的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 639-644.
YU AN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. The effect of fuel circumferential staging on lean blow out limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 639-644. (in Chinese)
- [3] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia, PA, USA: Taylor & Francis, 1999.
- [4] Mellor A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press, 1990.
- [5] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustor[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [6] Snyder T, Stewart J, Stoner M, et al. Application of an advanced CFB based analysis system to the PW6000 combustor to optimize exit temperature distribution—Part II: Comparison of predictions to full annular rig test data[R]. ASME 2001-GT-0064, 2001.
- [7] Feigl M, Setzer F, Feigl Varela R, et al. Field test validation of the DLN2.5H combustion system on the 9H gas turbine at baglan bay power station[R]. ASME 2005 GT-68843, 2005.
- [8] 航空航天部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集(第四分册) 燃烧室设计与试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
The Editorial Committee of Aeronautics and Astronautics Department on the Symposium of High Efficient Energy Saving Engine. The symposium of high efficient energy saving engine (the Fourth Fascicule) the design and test of combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991. (in Chinese)
- [9] Law C K. Combustion physics[M]. New York: Cambridge University Press, 2006.
- [10] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [11] Mongia H C. TAPS—A 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA Paper 2003-2657, 2003.
- [12] Burrus D L, Johnson A W, Roquemore W M, et al. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application[R]. ASME Paper 2001-GT-0087, 2001.
- [13] Hendricks R C, Shouse D T, Roquemore W M, et al. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser[R]. NASA/TM-2004-212507, 2004.
- [14] Tacina R, Wey K, Laing P, et al. A low NO_x lean direct injector, multipoint integrated module combustor concept for advanced aircraft gas turbines[R]. NASA/TM-2002-211347, 2002.
- [15] 邓甜, 王方, 黄勇. 多点喷射燃烧室冷态流场特性研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(5): 876-880.
DENG Tian, WANG Fang, HUANG Yong. Investigation of the cold flow field of a multi-injection combustor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(5): 876-880. (in Chinese)