

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.04.044

# 涡轮发动机级间驻涡燃烧室设计与分析

李雯玉, 龚诚, 郝颜, 赵殊帆

(中国空气动力研究与发展中心空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**为增大发动机单位推力,且确保涡轮工作温度不超过材料极限温度,基于驻涡燃烧概念,采用单级喷注、分区燃烧的燃烧组织方法,设计一种级间燃烧室。对有无火焰筒外壁台阶结构的两种燃烧室方案进行数值分析和讨论;最终设计方案在高速来流下,驻涡结构稳定,总压恢复系数在0.85~0.87之间,燃烧效率在90%以上。

**关键词:**航空发动机;级间燃烧;燃烧室设计;数值模拟;驻涡

**中图分类号:**V231.2   **文献标志码:**A   **文章编号:**1671-5276(2026)04-0232-04

## Design and Analysis of Inter-Stage Trapped-Vortex Combustor for Turbine Engines

Li Wenyu, Gong Cheng, Hao Yan, Zhao Shufan

(Aerospace Technology Institute of CARD, Mianyang 621000, China)

**Abstract:**To increase the engine's specific thrust while ensuring that the turbine operating temperature does not exceed the material limit, an inter-stage combustor is designed based on the trapped-vortex combustion concept, employing a combustion organization method of single-stage injection and staged combustion. Two combustor schemes, with and without a step structure on the outer wall of the flame tube, are numerically analyzed and discussed. The final design scheme demonstrates a stable trapped-vortex structure under high-speed incoming flow, with a total pressure recovery coefficient between 0.85 and 0.87 and a combustion efficiency above 90%.

**Keywords:**aero-engine; inter-stage combustion; combustor design; numerical simulation; trapped vortex

### 0 引言

作为航空发动机中的第二燃烧室,涡轮级间燃烧室(inter-turbine burner, ITB)成为提高发动机热力循环性能的可靠方式。它通过在高低压涡轮间加入燃烧段,提升工质比焓,进而增加热力循环中能量输入,且可以拓展压气机总增压比的设计范围,耗油率却远低于加力燃烧室<sup>[1]</sup>。在涡轮级间引入补燃室在技术上也存在难点。与主燃室相比,级间燃烧室内压力低、通流速度高,不利火焰稳定。成本林等<sup>[2]</sup>在涡轮发动机中加入ITB并进行了总体验算,温升200 K时,发动机单位功率可以增加17%;张荣春等<sup>[3]</sup>通过控制凹腔和主流的进气比例,发现主流 $Ma$ 大于0.5时,ITB火焰筒壁面冷却效果较好;宋双文等<sup>[4]</sup>验证了进口温度变化范围为450℃~750℃时,级间驻涡燃烧室的总压恢复系数基本维持85%左右,燃烧效率随

温度增高而增高,在86%~98%之间。

目前国内对ITB的研究大多为总体性能验证或者概念分析,本文以美国GE公司E3发动机为基准,基于驻涡燃烧的概念<sup>[5-6]</sup>,自主设计了一种级间驻涡燃烧室,使用数值模拟的方法,对其进行了分析。该ITB具有稳定涡系结构,能实现高效燃烧。

### 1 级间燃烧室总体方案

燃烧室燃料采用航空煤油(RP-3),根据涡轮要求,低压涡轮入口(ITB出口)温度设定为1500 K。结合总体指标,燃烧效率不低于90%,估算油气比约为0.015。此外,燃烧室总压恢复系数要求不低于85%。考虑到发动机结构尺寸的限制,级间燃烧室轴向长度设定为不大于350 mm(与主燃烧室相当),得出其他设计参数详见表1,在低压涡轮前,径向尺寸限制大,仅一个涡轮叶片的高度。由于燃烧室进口速度较大,为了达到更好的稳焰效

**基金项目:**中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金资助项目(PJD20170176)

**第一作者简介:**李雯玉(1996—),女,四川绵阳人,工程师,硕士,研究方向为驻涡燃烧室的设计及性能, lwy\_my20221216@163.com。

**通信作者简介:**龚诚(1986—),男,湖北宜城人,副研究员,博士,研究方向为高性能推进方式, gongcheng0903@126.com。

果,只在凹腔内喷油,主流区充当“补燃”的作用。

表 1 级间燃烧室设计参数

| 参数          | 数值      | 参数       | 数值    |
|-------------|---------|----------|-------|
| 入口总温/K      | 1 111.9 | 入口内半径/m  | 0.311 |
| 入口总压/kPa    | 255     | 入口氧气质量分数 | 0.150 |
| 入口流量/(kg/s) | 31.200  | 出口外半径/m  | 0.410 |
| 入口外半径/m     | 0.381   | 出口内半径/m  | 0.327 |

## 2 级间燃烧室气动结构方案

### 2.1 凹腔结构

与主燃烧室凹腔设计相同,ITB 凹腔需要提供稳定回流区,同时压力损失小。结合文献[5]关于驻涡燃烧室的研究结果,考虑到避免主流通过凹腔后壁面进入驻涡区影响凹腔内流动,最终选择的凹腔几何参数如图 1 所示。凹腔作为主燃区,负责火焰稳定和部分燃烧任务。为了补燃燃气,在主流后方设计低速尾迹区,即在凹腔下方布置钝体,用于补燃。

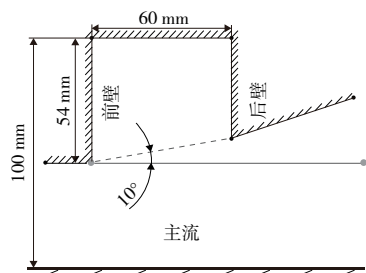


图 1 凹腔主要几何尺寸

### 2.2 供油方案

ITB 入口空气温度远高于煤油沸点温度,无需燃烧区反馈热量即可实现燃料蒸发,所以选取外置式蒸发管作为供油基本方案。供油组件由供油管、蒸发管和预膜片组成。燃油由供油管垂直喷向预膜片,在预膜片表面形成液膜。预膜片上油膜在高速高温气流剪切作用下完成雾化,并开始蒸发(图 2)。

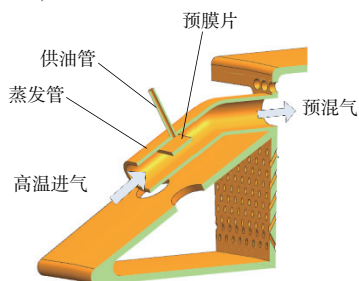


图 2 蒸发管供油

考虑到联焰效果和喷注结构复杂性,喷嘴之间轴向距离一般接近与凹腔前壁高度,据前文尺寸设计,最终确定燃油喷注单元个数为 45,单个头部周向角度为  $8^\circ$ 。

### 2.3 火焰筒壁面设计

为使燃气冲击低压涡轮,火焰筒外壁面扩张角度大、分离严重。分离区的存在,挤压高温燃气向下运动,所以火焰筒内壁面的热负荷较大。本文仅在火焰筒内壁设置掺混孔,以促进燃气与低温空气掺混。

分离区会增大燃烧室总压损失,甚至造成燃烧室出口逆流。为了减弱台阶扩张角的影响,在火焰筒外壁设计台阶孔,保证开孔方向与流通方向相同,本文将验证该结构对流场的影响。

### 2.4 空气流量分配

ITB 提供的空气是经过一次燃烧的燃气混合物,所以与常规主燃烧室的油气比不同。涡轮后空气中氧气质量分数假设为 15%,可得当前燃烧室内恰当油气比为 0.043 7,选择驻涡区上限当量比 1.6 组织燃烧<sup>[7]</sup>,估算出驻涡区参与燃烧的空气占总空气流量的 21.4%;为保证凹腔内旋涡结构稳定且具有足够的回流流量,最终确定驻涡区所需总进气量为 26.1%。凹腔前壁进气 14.1%;凹腔后壁进气 9.4%;壁面冷却气 2.6%。经迭代确定上壁面进气占燃烧室总进气量 10%左右,能够有效抑制流场分离现象<sup>[8-9]</sup>。其余空气通过主流和掺混孔进入燃烧室。最终燃烧室模型如图 3 所示。为了方便讨论,定义了两个特征截面 PS、PM,具体如图 4 所示。

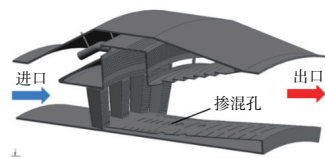


图 3 级间燃烧室结构示意图

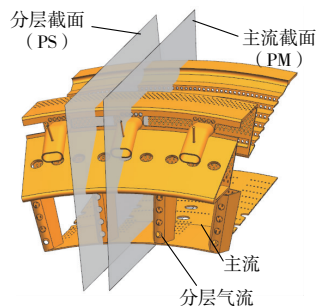


图 4 PM 和 PS 截面定义示意图

### 3 燃烧室数值模拟及分析

#### 3.1 燃烧室内流动

基于 CFD 数值模拟对级间燃烧室进行性能分析与优化设计,具体方法参考文献 [10]。

##### 1) 台阶结构的影响

对有无台阶进气结构的火焰筒流场进行了分析(图 5),可以从 PM 截面的流线图看出,由于空气从台阶结构进入,破坏了扩张角造成的回流区,减弱了该区域的影响,使燃烧室出口速度分布更均匀,有利于获得合理的温度分布。后文将验算有台阶结构燃烧室的热态性能。

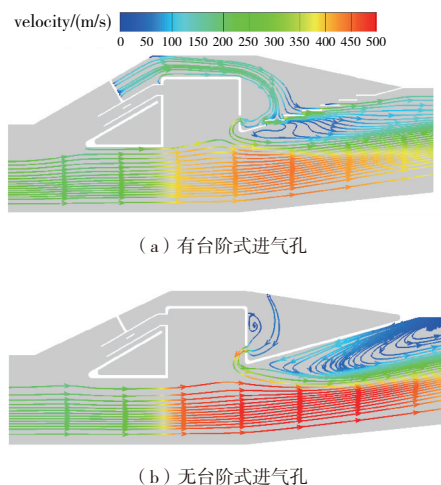


图 5 台阶进气结构对火焰筒内流场的影响

##### 2) 冷态流场

图 6 给出了  $F_{AR} = 0$  时燃烧室两个典型截面上流场分布(其他两个工况下流场结构与之类似,不作赘述)。从图 6 中可以看出,PM 截面上,在凹腔前进气、凹腔后进气和主流进气 3 股流动的相互作用下,凹腔内形成了驻定的双涡流场结构。其中,主涡(靠近凹腔底壁)占据了凹腔内 80% 以上的空间,有利于主燃区的油气掺混与火焰稳定;副涡(靠近主流气体)隔离了主流气体对驻涡的冲击作用。总而言之,在 PM 截面上达到了预期的设计目标。与 PM 截面相比,在 PS 截面上由于缺少主流气体的作用,凹腔内形成只含有主涡的单涡流场结构。在径向支板的作用下,在主流区域形成低压区,诱导凹腔内主涡流出的气体流向支板下游,进而实现主流区未完全燃烧的气体在支板下游进行补燃的设计目标。

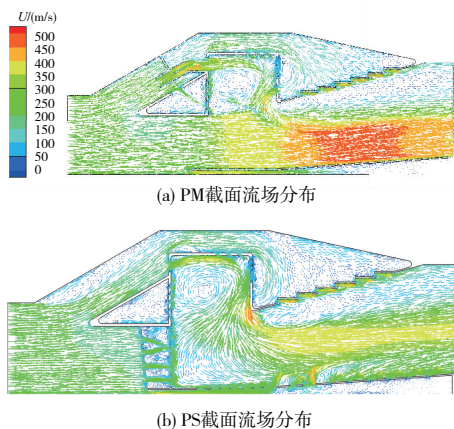


图 6  $F_{AR} = 0$  时流场矢量分布

#### 3.2 燃烧性能

##### 1) 蒸发管效果

燃烧室进口温度在 1 000 K 以上,燃油可以在蒸发管内完成蒸发及雾化。图 7 给出了经过蒸发管的部分流体三维流线分布。结合速度矢量(图 6)可以看出,当燃油与空气形成的富油混合气体进入凹腔后,于凹腔主涡内回流,在回流的过程中逐渐向两侧 PS 截面偏移,形成周向涡管结构;最后从凹腔后壁面附近流出凹腔驻涡区,进入 PS 截面上低速区域(补燃区)。蒸发管内油气混合物的流动轨迹基本与“单级喷注、双区燃烧”的设计思路吻合。

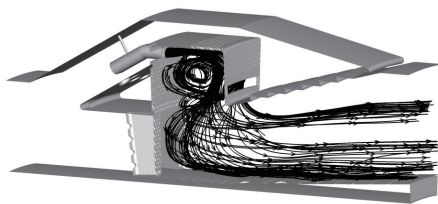


图 7 经过蒸发管的流体三维流线

##### 2) 油气比的影响

对 3 种不同油气比( $F_{AR}$ )状态下燃烧室流动与燃烧过程进行了模拟与分析。油气比分别为 0、0.010 和 0.015,其中,设计值  $F_{AR} = 0$  对应于无燃烧状态,主要用于评估不开级间燃烧时燃烧室总压恢复系数。

列出了 3 种工况下火焰筒不同进气位置对应的空气流量。从表 2 中可以看出,在设计点( $F_{AR} = 0.015$ )凹腔各部分进气比例与设计值略有差别,但主燃区总空气比例与设计值基本吻合。

表 2 火焰筒空气流量统计 单位: %

| 工况     | $F_{AR}=0$ | $F_{AR}=0.010$ | $F_{AR}=0.015$ |
|--------|------------|----------------|----------------|
| 凹腔前壁进气 | 13.80      | 13.6           | 13.50          |
| 凹腔后壁进气 | 8.90       | 9.2            | 9.30           |
| 凹腔冷却气  | 4.10       | 3.7            | 3.60           |
| 主燃区空气  | 22.35      | 21.9           | 21.75          |
| 主流进气   | 54.20      | 53.9           | 53.80          |
| 外壁冷却气  | 10.50      | 10.9           | 11.20          |

图 8 给出了两种燃烧工况下化学恰当当量比混合分数( $z=z_{st}$ )等值面分布(温度灰度表征),表征了燃烧区火焰的三维空间分布。从图 8 中可以看出,两种工况下火焰均分布于凹腔内主燃区与支板下游的补燃区。其中,随着总油气比的增大,补燃区火焰长度变长。

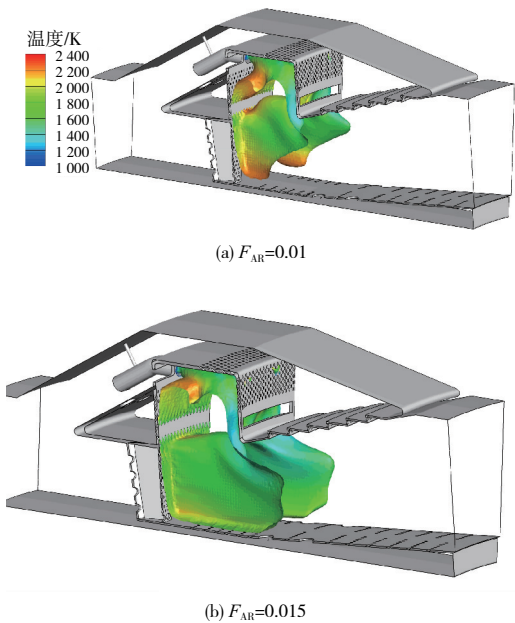


图 8 不同化学恰当当量比混合分数( $z=z_{st}$ )等值面及其温度分布

图 9 为出口温度分布云图和周向平均温度分布。两种工况下分布趋势相似,均呈反“C”型分布,在叶根与叶顶位置温度相对较低,且最高温度位于 62%叶高位置,基本符合涡轮叶片强度需求。在设计工况下,出口最高温度约 1 724 K,低于原型发动机中高压级涡轮入口最高温度(约 1 750 K)。  $F_{AR}=0.010$  是油气比低于设计点的工况,最高温度为 1 520 K 左右,ITB 出口温度分布与  $F_{AR}=0.015$  相似,最高温度位置靠近叶尖,壁面附近未出现过高温。

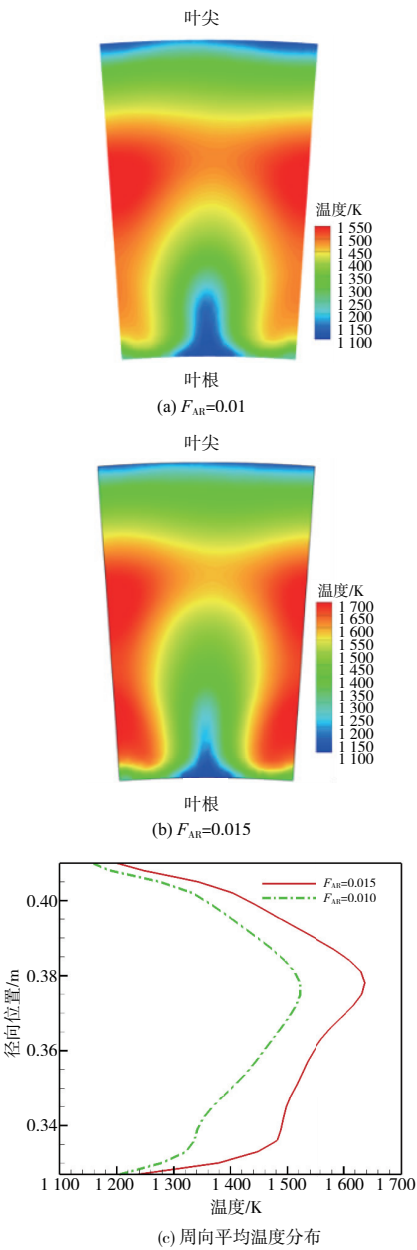


图 9 不同油气比燃烧室出口温度分布

基于出口组分统计了燃烧效率(见下列公式),  $F_{AR}=0.010$  和  $F_{AR}=0.015$  的燃烧效率分别是 93.2%、90.2%,总压恢复系数分别是 85.9%、85.2%。不同于常规燃烧室,由于来流速度较高、流动损失大,且驻涡涡系结构的存在,造成了总压损失的增大。目前总压恢复系数在 85%以上,对于 ITB 的特殊工作环境是可以接受的。本文验算的两个工况点,效率满足设计指标要求。

$$\eta = \frac{\dot{m}_{co_2}/W_{co_2} + 0.531 \dot{m}_{co}/W_{co} - 0.319 \dot{m}_{ch_4}/W_{ch_4} - 0.397 \dot{m}_{h_2}/W_{h_2}}{\dot{m}_z/W_{fuel} \cdot N_{c,fuel}}$$

(下转第 260 页)

- 系统设计[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(6): 1364-1371.
- [7] Varner C R. A multiple critical flow venturi airflow metering system for gas turbine engines[J]. Journal of Basic Engineering, 1970, 92(4): 792-795.
- [8] RUNYAN R B. Multi venturi airflow measurement system certification for propulsion development test cell J-2[R]. AEDC 79 - E62. Arnold Air Force Base: Arnold Engineering Development Center, 1979.
- [9] Stevens R L. Development and Calibration of the Boeing 18 Kg/s (40lbm/sec) Airflow Calibration Standard[C]. International Symposium on Fluid Flow Measurement. Arlington: American Gas Association, 1986.
- [10] Richard W. Caron, Investigation into the Accuracy of Multiple Critical Flow Venturis Mounted in Parallel within a Common Plenum[C]. 4th International Symposium on Fluid Flow Measurement, Denver: [s. n.], 1999.
- [11] Brown E F, Hamilton G L, Kwok D W. Prediction of critical flow venturi performance[R]. Reston: AIAA, 1982. AIAA 82-0573.
- [12] Ikawa H, Boccadoro C, Chang E, et al. Automated sonic-venturi air flow metering system for air force trisonic gasdynamics facility[C]. // 25th Plasmadynamics and Lasers Conference. Colorado Springs, CO. Reston, Virginia: AIAA, 1994: 2575.
- [13] ISO 9300:1990 Measurement of gas flow by means of critical flow Venturi nozzles[S].
- [14] GB/T 21188—2007 用临界流文丘里喷嘴测量气体流量[S].
- [15] 王池, 李芳, 王东伟. 音速喷嘴检定过程中几个问题的分析[J]. 现代计量测试, 2002, 10(1): 24-27.
- [16] 李春辉, 王池, 王东伟. 音速喷嘴法气体流量标准装置的不确定度分析[J]. 计量技术, 2007, 51(3): 66-68.
- [17] 胡鹤鸣, 崔骊水, 王池, 等. 低雷诺数音速喷嘴临界背压比的实验研究[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(4): 737-742.
- [18] 于华伟, 张永胜, 刘彦军, 等. 正压法音速喷嘴气体流量标准装置的建立[J]. 计测技术, 2008, 28(增刊1): 113-115.
- [19] 苏金友, 田金虎, 唐智礼, 等. 组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量方法高空舱应用分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2149-2157.

收稿日期: 2024-03-04

(上接第 235 页)

式中:  $m$  为质量流量;  $W$  为分子质量, 其中下标为组分;  $m_z$  为燃料的质量流量;  $N_{c, \text{fuel}}$  为燃料中含有的碳原子数量。

#### 4 结语

1) 本文设计的 ITB, 通过在低压涡轮前组织燃烧, 在不突破涡轮叶片材料极限的前提下, 为发动机热循环提供能量, 且 ITB 出口温度分布合理, 符合涡轮强度要求。

2) 提出的“单级喷注, 分区燃烧”驻涡燃烧组织方案能够在不同油气比条件下实现稳定、高效燃烧, 最终设计出的 ITB 方案效率达到 90% 以上、总压恢复系数达到 85% 以上。

3) 台阶结构可以优化火焰筒外壁附近流场, 减小燃烧室总压损失, 以获得理想出口温度分布, 并可以给扩张角较大的火焰筒设计提供一定参考意义。

#### 参考文献:

- [1] 张荣春, 樊未军等. 涡轮级间燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1512-1517.
- [2] 成本林, 周文祥, 张堃元. 带级间燃烧的涡轴发动机性能仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2543-2548.

- [3] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1238-1244.
- [4] 宋双文, 胡好生, 王梅娟, 等. 全环涡轮级间燃烧室性能试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2175-2179.
- [5] 何小民, 姚锋. 流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 810-813.
- [6] Zhu Y X, Jin Y, He X M. Effects of location and angle of primary injection on the cavity flow structure of a trapped vortex combustor model[J]. Optik, 2019, 180: 699-712.
- [7] Jin Y, He X M, Zhang J Y, et al. Numerical investigation on flow structures of a laboratory-scale trapped vortex combustor[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 66(1/2): 318-327.
- [8] Meier U, Heinze J, Freitag S, et al. Spray and flame structure of a generic injector at aeroengine conditions[C]. // ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, Vancouver, British Columbia, Canada. 2012: 61-72.
- [9] 何小民, 王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 567-571.
- [10] Gong C, Zhao S F, Chen W Q, et al. Numerical study on the combustion process in a gas turbine combustor with different reference velocities[J]. Advances in Aerodynamics, 2023, 5: 24.

收稿日期: 2024-05-18