DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2022.05.010

# 航空发动机折流燃烧室火焰筒构型设计方法研究

孟繁睿,雷雨冰

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏南京 210016)

摘 要:为了给出航空发动机折流燃烧室火焰筒的构型设计方法,按照总体尺寸设计和具体构型设计的步骤进行,对折流燃烧室进行初步设计,依次进行一维流量分配计算和三维流场计算,结果满足初步设计的流量分配预期结果和燃烧效率与总压恢复系数要求。
 关键词:航空发动机;折流燃烧室;设计;程序开发
 中图分类号:V231.3 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2022)05-0044-04

#### **Research on Programming Method of Slinger Combustion Chamber**

MENG Fanrui, LEI Yubing

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China) Abstract: The configuration design method of the aeroengine slinger combustion flame tube is defined and arranged according to the steps of overall size design and specific configuration design. The preliminary design of the slinger combustion chamber is carried out, and one-dimensional flow distribution calculation and three-dimensional flow field calculation are carried out in sequence The results prove that the expected results of the preliminary design of flow distribution and the requirements of combustion efficiency and total pressure recovery coefficient are both met.

Keywords: aircraft engine; slinger combustion chamber; design; development of program

## 0 引言

折流燃烧室充分利用了小型发动机的高转速,具有燃油雾化质量优良的特点,广泛用于高空无人侦察机、无人靶机、直升机、巡航导弹等的发动机上<sup>[1]</sup>。国外采用折流燃烧室的航空发动机主要有美国特里达因公司的 J69 系列、J402 系列和法国透博梅卡公司的阿赫耶系列等,国内主要有 WZ6、WZ8、WJ9 和 WP12 等。

许多学者对折流燃烧室进行了研究。RAZINSKY E<sup>[2]</sup> 统计了 J402-CA-702 发动机的折流燃烧室在不同飞行马 赫数和不同飞行高度条件下燃烧效率和气动组合参数的 试验数据。HUEBNER S 等<sup>[3]</sup>统计多种类型折流燃烧室 燃烧效率与驻留时间的试验结果,发现当折流燃烧室驻留 时间<5 ms 时,燃烧效率急剧下降。曾川等<sup>[4-5]</sup>研究了微 型涡喷发动机离心甩油折流燃烧室的气动热力学参数和 几何参数的设计,并通过试验验证了设计参数的合理性。 孙志杰<sup>[6]</sup>对折流燃烧室构型设计方法进行了初步总结, 形成了直线段相连的折流燃烧室简化构型。

目前,折流燃烧室公开的设计资料较少,本文总结并提 炼了折流燃烧室火焰筒构型设计方法,并进行了初步设计, 然后通过一维计算和三维计算验证设计结果的合理性。

## 1 设计方法

在折流燃烧室设计过程中首先要给定燃烧室设计要

求参数,包括燃烧室的设计点参数、尺寸限制参数、设计点 性能要求参数等,然后根据这些参数进行折流燃烧室的 设计。

### 1.1 总体尺寸设计

总体尺寸设计指的是设计计算燃烧室的总体径向尺 寸和轴向尺寸,具体包括机匣和火焰筒的径向尺寸、火焰 筒主燃区和掺混区等部分的轴向长度。本文根据图1所 示的折流燃烧室简化构型设计折流燃烧室的总体尺寸。



首先计算折流燃烧室机匣最大横截面面积A<sub>ref</sub>,可以 通过燃烧效率计算方法和压力损失计算方法两种方式得 到,实际的机匣最大横截面面积取两种方法计算结果的最 大值,但不能超过燃烧室尺寸限制。

由于燃烧效率 $\eta_{\rm B}$ 与气动组合系数 $\theta$ 相关,气动组合系

第一作者简介:孟繁睿(1996—),男,辽宁沈阳人,硕士研究生,研究方向为燃烧室设计。

数θ与机匣最大横截面面积A<sub>ret</sub>相关,所以可以由燃烧效 率求得气动组合参数,进而可以求得机匣最大横截面面 积,如式(1)-式(3)所示。

$$\eta_{\rm B} = f(\theta) = f\left(\frac{P_{13}^{1.75} A_{\rm ref} D_{\rm ref}^{0.75} e^{\frac{1.3}{b}}}{W_3}\right)$$
(1)

$$\gamma_{\rm B} = 1 - \frac{1}{a_0 + a_1 (10^{-9} \times \theta) + a_2 (10^{-9} \times \theta)^2}$$
(2)

$$I_{\rm ref} = \frac{\partial W_3}{P_{13}^{1.75} A_{\rm ref} D_{\rm ref}^{0.75} e^{\frac{T_{13}}{b}}}$$
(3)

式中: $P_{i3}$ 为燃烧室进口总压; $T_{i3}$ 为燃烧室进口总温; $W_{3}$ 为 燃烧室进口流量; $D_{ref}$ 为燃烧室进口外径;b与燃烧室总余 气系数相关,当总余气系数<5.38时,b = 300,否则,b = 150; $a_{i}(i=0,1,2)$ 为拟合曲线系数,其值见表 1。

表1 式(2)的系数取值

拟合曲线系数	系数取值
$a_0$	1.25
$a_1$	65.83
$a_2$	-10.97

通过压力损失计算燃烧室机匣最大横截面面积的方 法如式(4)-式(6)所示。

$$A_{\rm ref} = \frac{W_3 \sqrt{T_{13}}}{P_{13}} \sqrt{\frac{R \,\xi_{\rm B}}{2}} \tag{4}$$

$$\xi_{\rm B} = \frac{2(1-\sigma_{\rm B})R\,T_{\rm t3}}{V_{\rm ref}^2} \tag{5}$$

$$V_{\rm ref} = \frac{W_3 R T_{13}}{A_{\rm ref} P_{13}}$$
(6)

式中: $\xi_{\rm B}$ 是流阻系数;R为空气的气体常数,为287.0 J/(kg·K);  $\sigma_{\rm B}$ 为燃烧室总压恢复系数。由于流阻系数与机匣横截面面积相关,设计时首先将流阻系数取一个初始值,反复迭代计算机匣横截面面积。

求得机匣最大横截面面积A<sub>ref</sub>后,根据外径等于燃烧 室进口外径计算机匣的内径。

对于图 1 的折流燃烧室简化构型图,取两个重要的火 焰筒截面计算火焰筒径向尺寸,分别是 EI ′截面和 EI 截 面。两个火焰筒截面外径相同,面积取机匣横截面面积的 一定比例,如式(7)和式(8)所示,比例系数的取值范围如 表 2 所示。得到两个火焰筒截面的面积后,计算两个火焰 筒截面的内外径D<sub>1</sub>和d<sub>1</sub>。

$$A_{EI} = K_1 A_{ref}$$
(7)  
$$A_{EI} = K_2 A_{ref}$$
(8)

表 2 比例系数的取值范围

比例系数	取值范围
<i>K</i> <sub>1</sub>	0.65~0.75
K_2	0.45~0.60

对于折流燃烧室,燃气驻留时间 t -般为 5 ms ~ 10 ms<sup>[2]</sup>,选定燃气驻留时间 t,计算火焰筒的轴向长度,计算方法如式(9)所示。

$$L_{2}+L_{3} = \frac{R T_{13} W_{3} t}{P_{13} \left[\frac{\pi}{4} (D_{1}^{2} - d_{1}^{2})\right]}$$
(9)

折流燃烧室火焰筒轴向长度分为主燃区轴向长度 $L_2$ 和掺混区轴向长度 $L_3$ 。主燃区轴向长度与掺混区轴向长 度的比值范围为 0.75~0.85,同时燃烧室进口与火焰筒前 端的轴向距离 $L_1$ 与燃烧段轴向长度 $L_2$ 的比值范围为 2~3, *AH* 段的轴向长度与燃烧段轴向长度的比值范围为 0.45~ 0.55。

#### 1.2 火焰筒具体构型设计

确定了折流燃烧室简化构型的总体尺寸后,针对折流 燃烧室简化构型,设计折流燃烧室构型中的角度与相对 长度。

对于图 1 所示的折流燃烧室简化构型,火焰筒内壁面 已知 I 点坐标,I 点为圆弧的最高点,确定圆弧尺寸(半径 范围为 5 mm~10 mm),然后根据 $\alpha_2$ (范围为 70°~80°)和 HI 与圆弧相切这两个关系,确定 H 点坐标,根据壁面构型 角度 $\alpha_3$ (范围为 50°~80°)和 $\alpha_4$ (范围为 10°~20°)确定 J点坐标,这样就确定了折流燃烧室简化构型的火焰筒内壁 面(HIJK 段)构型。

根据 *AH* 轴向长度确定 *A* 点坐标,按照α<sub>2</sub>略大于α<sub>1</sub> (两者之差范围为 0°~10°)确定 *B* 点的坐标,这样就确定 了折流燃烧室简化构型的前壁面(*AB* 段)壁面构型。

对于折流燃烧室简化构型的火焰筒外壁面(BCDEFG 段),BC 段为垂直轴线的直线段,根据 BC 段径向高度约 为前壁面 AB 段径向高度的 1/5 确定 C 点坐标。为减小 火焰筒内气流转折段外侧的气流转折角,D 点的径向高度 一般低于 F 点,外壁面直线段 DEF 与发动机轴线夹角α<sub>5</sub> 的范围为 0°~20°。不需要确定折流燃烧室简化构型的火 焰筒外壁面中的 D 点和 F 点坐标。

这样就得到了折流燃烧室简化构型中的 A、B、C、E、 H、I、J 点的坐标。为了提高火焰筒的气动性能,减小损 失,将简化构型中的火焰筒部分直线段壁面变为曲线段壁 面,得到折流燃烧室最终的火焰筒构型,如图 2 所示。两 种构型的区别为:图 2(a)的火焰筒内外壁面完全由曲线 段构成,图 2(b)的火焰筒内外壁面由曲线段和直线段 构成。



折流燃烧室火焰筒简化构型至火焰筒最终构型的变 化过程如下:

火焰筒前壁面 AB 段构型与简化构型相同,为倾斜直 线段。

火焰筒外壁面中,BC 段构型与简化构型相同,CDE 段的圆弧与 BC 段在 C 点相切,火焰筒外壁面 CE 段的前段

为圆弧段,向火焰筒外侧凸出,除了使气流转弯,还有建立 火焰筒外壁面附近回流区的作用。两种火焰筒构型的外 壁面设计方法如下。

对于图 2(a)的折流燃烧室火焰筒外壁面构型, CDEFG 段为多段圆弧,G点的切线方向与发动机轴向夹 角一般为 30°~50°。通过C点、E点和G点的坐标以及C 点和G点切线方向等关系确定外壁面构型。

对于图 2(b)的折流燃烧室火焰筒外壁面构型,构型 为圆弧-直线-圆弧构型。指定外壁面 C 点的切线方向 (与发动机轴向夹角约为 50°~80°),两段圆弧的设计方 法类似,均已知圆弧两端的切线和一个切点的坐标进行壁 面构型设计。

对于图 2(a)的折流燃烧室火焰筒内壁面构型, HI 段 为圆弧段, 有建立火焰筒内甩油盘外侧回流区的作用, 与 IJ 段在内壁面 I 点通过一个小圆弧连接, 小圆弧的半径与 折流燃烧室简化构型的内壁面 I 点处圆弧半径相同。内 壁面 IJ 段与小圆弧相切, 并与收敛段 JK 在 J 点相切, 所 以 J 点的切线方向与发动机轴向平行, 收敛段 JK 段为一 段圆弧。

图 2(b)的折流燃烧室火焰筒内壁面 HI 段构型与图 2(a)相同,IJK 段与简化构型的区别为:图 2(b)的火焰筒 内壁面 IJK 段构型在 J 点处倒圆。

## 2 设计结果与计算分析

#### 2.1 初步设计结果

对某型折流燃烧室进行初步设计,其部分设计要求参数如表3所示,折流燃烧室初步设计结果的二维构型如图 3(a)所示,三维构型结果如图3(b)所示。火焰筒前壁面 分布了一排主燃孔,外壁面周向均匀分布了20个进气斗, 进气斗的上游分布了一排主燃孔,下游分布了一排掺混 孔,内壁面径向最高点处周向均匀分布一排大孔,该大孔 的上游分布了两排主燃孔,下游分布了两排掺混孔,采用 简单平直孔的方式进行冷却。

表 3	折流燃烧室设计要求参数

参数类别	具体数值	
设计点参数	流量相似参数 $\frac{W_3 \sqrt{T_{13}}}{P_{13}A_3}$ = 0.007 86 总余气系数 $\alpha_{\rm B}$ = 3.8	
设计点性能 要求参数	燃烧效率 $\eta_{\rm B}$ =0.98 总压恢复系数 $\sigma_{\rm B}$ =0.95	
0.20 0.18 0.16 0.14 ≈ 0.12 0.06 0.04 0.05 0.05 0.05 0.05 0.05 0.05 0.05	<ul> <li>絵室构型</li> <li>0.15 0.20 0.25</li> <li>句型</li> <li>(b) 三维构型</li> </ul>	
图 3 折流燃烧室初步设计结果		

#### 2.2 一维流量分配计算结果

得到折流燃烧室初步设计结果后,采用流体网络 法<sup>[7]</sup>进行一维流量分配计算。这种方法首先将实际流动 转化为由节点和单元组成的流动网络,然后在流动网络的 节点处使用流量连续方程,根据两节点之间单元的压降计 算该单元的流量。在此基础上,基于压力修正的方法对流 场的参数如压力、密度和体积流量等进行修正,不断地迭 代直到满足收敛精度。

一维流量分配计算的结果如表4 所示,相对偏差的定 义如式(10)所示。流量分配结果基本吻合,相对偏差在 5%以内。

表 4 折流燃烧室一维计算流量分配结果

			单位:%
区域	一维计算的 流量比例	初步设计的 流量比例	相对偏差
外壁面主燃孔	12.6	13.1	3.82
内壁面主燃孔	12.4	11.9	4.20
前壁面主燃孔	7.4	7.1	3.94
进气斗	22.0	21.0	4.76
掺混孔	19.3	20.0	3.50
冷却孔	26.3	27.0	2.59

相对偏差=<sup>|一</sup>维计算结果-初步设计结果|</sup> (10) 初步设计结果

#### 2.3 三维流场计算结果

对该折流燃烧室进行建模和网格划分,采用该燃烧室 的 1/20 扇形区域作为周期性计算域,划分非结构网格,网 格数量为 525 万,采用 FLUENT 软件进行数值模拟计算, 燃烧室进口采用流量进口边界,燃烧室出口采用自由流出 边界,湍流模型采用标准 k-s 模型,燃烧模型采用有限速 率/涡耗散模型。将修改开孔后的三维计算流量分配结果 与初步设计结果流量分配结果和修改开孔后的一维计算 流量分配结果进行对比,如表 5 所示,三维计算的流量分 配结果与初步设计和一维计算的流量分配结果相吻合。

#### 表 5 折流燃烧室三维计算流量分配结果

24/2 0

			里1型:%
区域	三维计算的 流量比例	与初步设计结果 的相对偏差	与一维计算结果 的相对偏差
外壁面主燃孔	13.2	4.76	0.76
内壁面主燃孔	12.3	0.81	3.36
前壁面主燃孔	7.2	2.30	1.55
进气斗	20.7	1.36	1.43
掺混孔	20.1	4.14	0.50
冷却孔	27.5	4.73	1.85

折流燃烧室不同截面的速度流场如图 4 所示。火焰 筒内,由于甩油盘和火焰筒前壁面与内壁面射流的共同作 用,在甩油盘外侧产生了两个方向相反的回流区,另外在 外壁面主燃孔附近由于射流孔的作用,也形成了一个回 流区。



射流孔截面的流程结果如图 5 所示。在甩油盘外侧 附近,余气系数很小,随着主流的流动,沿程的余气系数逐 渐升高,在一定的位置油气比达到了化学反应恰当比,化 学反应速率较高的区域与油气的化学反应恰当比区域基 本重合。根据温度云图,火焰筒内、射流孔附近的温度较 低,尤其是火焰筒前壁面与外壁交汇处附近甚至在 1000 K以下,燃气最高温度约为2400 K,高温区域主要 集中在进气斗上游,甩油盘外侧的温度约为1500 K。这 是因为一方面是此处油气比过高,不利于燃烧,另一方面 也是由于液态燃油蒸发吸热,降低了此处的温度。氧气作 为燃烧反应参与物,与二氧化碳的分布规律相反,燃烧区 域的氧气浓度下降,二氧化碳浓度上升。



根据后处理计算得到,该折流燃烧室的燃烧效率为 0.987,总压恢复系数为 0.962,满足设计要求参数。

## 3 结语

本文提炼整理折流燃烧室火焰筒的构型设计方法,按 照总体尺寸设计和具体构型设计的步骤进行。然后对初 步设计结果依次采用流体网络法进行一维流量分配计算 和采用 FLUENT 软件三维流场计算,根据计算结果,初步 设计的回流燃烧室满足初步设计的流量分配结果,相对偏 差在 5% 以内,燃烧效率为 98.7%,总压恢复系数为 96.2%,满足设计要求。

#### 参考文献:

- [1] 宋双文. 离心甩油折流环形燃烧室性能特点[C]//.中国航空 学会航空百年学术论坛动力学分论坛. 北京:中国航空学 会, 2005:19-24.
- $\left[\ 2\ \right]$  RAZINSKY E. The J402–CA–702 a modern 1000 lb. thrust

RPV engine [C]//.24 th Joint Propulsion Conference. Boston: AIAA,1988:88-3248.

- [3] HUEBNER S, EXLEY T. Numerical analysis of the flows in annular slinger combustors[C]// 26th Joint Propulsion Conference. Orlando; AIAA, 1990;90-2164.
- [4] 曾川,王洪铭,单鹏. 微涡喷发动机离心甩油盘环形折流燃烧室的设计与实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 92-96.
- [5] 曾川. 微涡喷发动机离心甩油盘环形折流燃烧室的理论与实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2002.
- [6] 孙志杰. 航空发动机燃烧室设计与优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [7] 陈伟,马辉,雷雨冰.流体网络法用于微型燃烧室流量分配 计算[C]//第十四届推进系统气动热力学专业学术交流会 及第一届航空发动机气动稳定性学术研讨会.黄山:中国航 空学会,2013:254-259.

收稿日期:2021-05-19