

文章编号:1674-8190(2017)01-029-09

某型航空发动机燃烧室煤油改柴油燃烧特性研究

冯华仲¹, 马朝², 杨永刚¹, 梁越¹, 黎明², 索建秦²

(1. 贵州黎阳天翔科技有限公司 研发中心, 贵阳 550081)

(2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘要: 燃料物性对燃烧室燃烧特性有着非常大的影响,是研究设计中首要考虑的参数。借助数值计算方法,采用 Fluent 稳态压力求解器、P1 辐射模型和涡耗散模型(EDM)对某航空发动机燃烧室在巡航工况和最大工况下煤油与柴油两种燃料的燃烧特性进行计算及对比研究,得到该燃烧室使用航空煤油(RP-3)和 0# 柴油的热态流场、空气流量分配、温度场、出口温度分布、污染物排放及头部燃油蒸发量。结果表明:在相同工况下,当该燃烧室的燃料由航空煤油改为 0# 柴油后,其热态温度场分布基本一致,流量分配最大差异在 0.45% 之内,燃烧效率降低约 4.3%,NO 和碳烟粒子排放量相当,出口温度分布和总压损失差异分别在 1.0% 和 4.1% 之内。

关键词: 燃烧室;数值计算;燃烧特性;煤油;柴油

中图分类号: V235

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.01.005

Study on Combustion Characteristics of an Aeroengine Combustion Chamber with Kerosene into Diesel

Feng Huazhong¹, Ma Zhao², Yang Yonggang¹, Liang Yue¹, Li Ming², Suo Jianqin²

(1. R&D Center, Guizhou Liyang Tianxiang Technology Co. Ltd., Guiyang 550081, China)

(2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The fuel property is of a great influence on the combustion characteristics of the combustion chamber, which is the first concern in the design of the combustion chamber. The combustion characteristics and comparative study for an aeroengine with kerosene and diesel oil are studied by using the Fluent steady pressure solver, P1 radiation model and eddy dissipation model(EDM) in cruise condition and the maximum conditions. The flow field, flow distribution, temperature field, total pressure loss, outlet temperature distribution, pollutant and fuel evaporation process of combustion chamber are obtained with aviation kerosene(RP-3) and 0# diesel oil. The results indicate that when the aviation kerosene is changed to 0# diesel oil, in the same condition, the distribution of hot temperature field is consistent and the maximum difference of flow distribution is within 0.45%; the combustion efficiency is reduced by about 4.3% and NO and soot emissions are equal. The difference of the outlet temperature distribution and total pressure loss of the outlet are 1.0% and 4.1% respectively.

Key words: combustion chamber; aeroengine; combustion characteristic; kerosene; diesel oil

0 引言

某型航空发动机是我国在苏联 PD-9B 喷气发

动机基础上发展而自主生产的军用航空发动机,也是曾经产量最大的国产航空发动机(接近 30 000 台)^[1],为歼-6 和强-5 系列战机的动力装置,在世界航空动力领域属于第二代涡轮喷气发动机。随着我国航空技术的发展和国防实力的不断加强,歼-6 和强-5 系列战机逐渐退役。将具有技术成熟度高、结构紧凑、热效率高、可靠性好和维护方便等优势某型航空发动机改为地面燃气轮机,具有风

收稿日期:2016-11-03; 修回日期:2016-12-01

基金项目:贵州省科技重大专项字[2014]6018 号

通信作者:马朝, mz52111@163.com

险小、周期短和经济性好等优势。此外,我国在国家层面大力推进高端国防技术民用化,世界各大航空发动机公司也都在积极从事航空发动机改燃气轮机(以下简称“航改机”)的研制工作^[2-3]。

航改机研制中,燃烧室的成熟度决定着航改机的经济性、可靠性和寿命,可谓关键技术。考虑到航改机研制周期和工程应用阶段的经济性,燃烧室要尽可能保持母型机的原型或少作改动^[4-5]。航空煤油因其特殊性,不宜作为地面燃气轮机的原料,需要替代燃料。而柴油相近的理化性质和低位热值,能够保证航改机大致保持原型机的燃油系统、点火系统和火焰筒开孔规律,因而可作为比较理想的替代燃料^[6]。

燃烧室由于工作条件十分恶劣、内部工作过程相当复杂,导致其研制周期长且试验费用十分昂贵。数值计算可作为一种非常有效的前期研制手段,但是燃烧反应涉及非常复杂的化学反应机理和过程,又给数值计算带来困难和复杂性。Fluent 有很多燃烧模型可以预测燃烧室的流场、温度场、污染物和燃油蒸发量等^[7]。

针对航空发动机燃烧室煤油改柴油的燃烧特性的研究,目前国内外的研究较少。本文利用 Fluent 中的涡耗散模型(Eddy Dissipation Model, 简称 EDM)计算该型航空发动机燃烧室在巡航工况和最大工况下煤油与柴油的燃烧特性并对其进行对比研究,以期为该型航空发动机改为地面用柴油型燃气轮机的研制工作提供可靠、有效的数据和技术基础。

1 某型航空发动机结构及特点

某型航空发动机的主燃烧室属环管燃烧室,主要由外壳、内壳、扩压器、火焰筒、燃油喷嘴和点火器组成。外壳与内壳组成燃烧室的环形气流通道,10 个火焰筒沿周向均匀布置在通道内,10 个双油路离心喷嘴分别插在火焰筒的头部。相邻的火焰筒之间依靠联焰管进行传焰和均压,2 个点火器分别插在 2 个带三通的联焰管中,如图 1 所示^[1]。燃烧室内、外壳前后通过安装边分别与压气机和涡轮部件连接。火焰筒前端径向支撑在燃油喷嘴上,后部燃气导管呈扇形,用安装边和螺栓固定在涡轮导向器上,火焰筒受热后可以轴向自由膨胀。燃烧室

空气流量 43 kg/s、进口温度 553 K,出口温度 1 143 K,进口压力 0.76 MPa,供油量 0.678 kg/s (最大工况)^[8-9]。

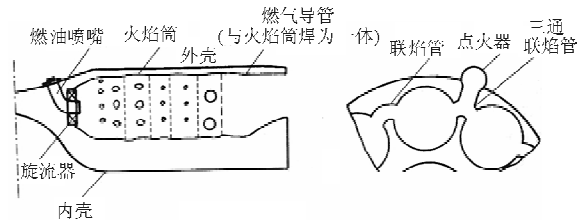


图 1 燃烧室结构简图

Fig. 1 Diagram of combustion chamber

2 两种燃料的特性

两种燃料的主要物性参数如表 1 所示^[10-11]。

表 1 燃料的主要物性参数

Table 1 Main physical parameters of fuels

燃 料	低位热值/ ($\text{J} \cdot \text{g}^{-1}$)	运动粘度/ ($\text{mm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	表面张力/ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)
0# 柴油	约 42 676	3.00~8.00	0.027 47
RP-3	$\geq 42 800$	≥ 1.25	0.023 00

注:物性参数以 20 °C, 101 kPa 为基准。

从表 1 可以看出:RP-3 的运动粘度和表面张力均小于 0# 柴油,但其低位热值略高于 0# 柴油,二者可看作同品级燃料。

由于煤油、柴油都是多种碳氢化合物的混合物,其详尽的组分比较复杂,目前尚无统一的分子式,一种可行的办法就是采用单组分替代燃料。 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 与 Jet 系列航空煤油分子量接近,作为航空煤油的替代燃料常用于发动机燃烧研究中。黄生洪等^[12]采用 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 为煤油的替代燃料对超燃发动机燃烧室开展了计算,结果表明 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 替代燃料比较合理地描述了煤油在超燃流场内的裂解、点火、裂解产物的燃烧以及 NO_x 的生成等基本规律和特征。美国国家航空航天局兰利研究中心提供给美国国家燃烧计算中心所用的煤油替代燃料也为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 。

正庚烷十六烷值与柴油相当,是柴油的相似燃料,作为柴油的替代燃料常用于发动机燃烧研究中。H. Ciezki 等^[13]和 S. Tanaka 等^[14]通过各种发动机燃烧计算和试验研究,验证其技术比较成熟,

目前已经得到普遍认可和广泛使用。

本文 Fluent 数值计算中煤油替代燃料采用 $C_{12}H_{23}$, 柴油替代燃料采用正庚烷 (C_7H_{16}), 动力粘度和表面张力为原燃料的参数。

3 物理模型及计算方法

3.1 物理模型结构及计算域

应用三维 CFD 数值计算方法对燃烧室进行计算分析, 计算域为环管燃烧室 1 个喷嘴的工作区域, 如图 2 所示。

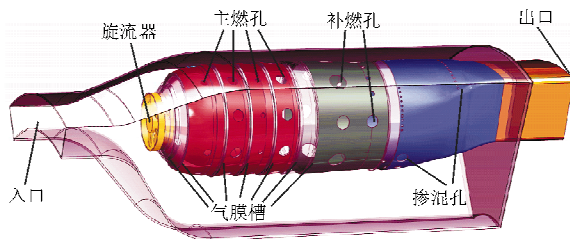


图 2 燃烧室的简化模型

Fig. 2 Simplified model of combustion chamber

为了计算域网格划分方便和形成高质量网格, 在建模过程中, 对燃烧室结构进行了适当的简化修改:

- (1) 火焰筒壁面上的气膜孔按等面积折算为周向布置的气膜环。
- (2) 未模拟三通联焰管、点火器和喷嘴体对燃烧室特性的影响。
- (3) 计算域取 52° 机匣扇形段加一个单管火焰筒。
- (4) 单管燃烧室出口向外延长 100 mm。

3.2 计算域网格划分

使用 ICEM 软件采用结构化网格对计算域进行划分, 整个计算域的网格数约为 688 万, 网格如图 3 所示。

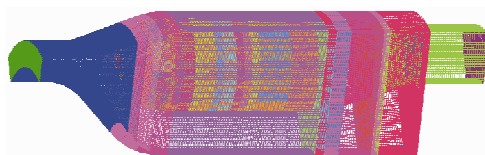


图 3 简化模型网格

Fig. 3 Mesh of simplified model

3.3 计算模型和边界条件

3.3.1 计算模型

CFD 计算中湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型, 壁面处理采用 Scalable 壁面函数, 压力与速度耦合采用 SIMPLEC, 使用 Lagrangian 法追踪液滴轨迹; 燃烧模型采用 EDM 和 P1 辐射模型, 并分别针对巡航工况和最大工况进行计算; NO_x 生成按 Thermal 和 Prompt 类型计算^[15]; 冒烟按照 Magnussen 模型计算^[16-17]。

3.3.2 计算工况及边界条件

计算燃烧室的两个工况, 分别是台架最大工况和台架巡航工况, 进口参数如表 2 所示。

表 2 进口参数
Table 2 Operation conditions at inlet

工况	进口温度/K	进口压力/Pa	空气流量/ ($kg \cdot s^{-1}$)	燃油质量流量/ ($kg \cdot s^{-1}$)	喷嘴压力降/kPa
最大工况	553	763 000	4.292 030 0	0.070 0	4 800
巡航工况	516	645 000	3.945 095 4	0.043 7	3 300

选取质量流量入口和压力出口, 固体壁面采用绝热壁面, 燃料分别为航空煤油和 0# 柴油。

4 数值计算结果及分析

4.1 空气流量分配

空气流量分配是燃烧室设计中最基本的问题, 影响燃烧室的燃烧热性。两种工况下冷态及热态流量分配如图 4 所示。

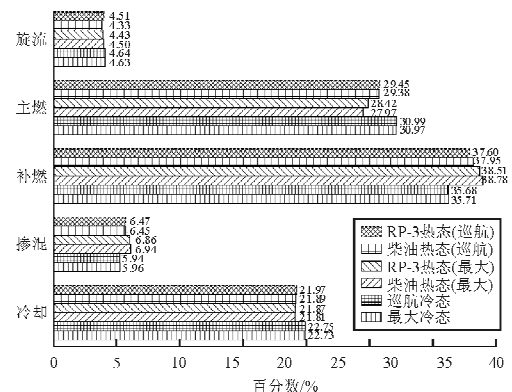


图 4 流量分配

Fig. 4 Flow distribution

从图 4 可以看出:①两种工况下冷态空气流量分配比例基本不变,最大差异为 0.03%;②同工况下,冷热态流量分配差异不大,最大差异为 3.2% (掺混);③不同燃料热态空气流量分配最大差异为 0.45%。流量分配的计算结果也表明在燃烧室结构尺寸确定的前提下,不同进口条件对流量分配的影响很小,和文献[18]中的观点一致。

4.2 总压损失

由于入口边界为质量流量入口,故对进口压力无法精确定义,只能在多次计算中逐次接近。Fluent 计算后流动总压损失情况如表 3 所示。两个工况的总压损失属于正常范围,对于同种燃料,总压损失基本维持在同一水平。

表 3 总压损失
Table 3 Total pressure loss

总压损失	巡航工况			最大工况		
	冷态	热态		冷态	热态	
		RP-3	柴油		RP-3	柴油
绝对值/Pa	30 249	37 507	36 133	36 984	43 559	37 507
百分数/%	4.683	5.660	5.437	4.846	5.558	5.419

从表 3 可以看出:①总压损失均小于 6.0%,属于正常的压力损失范围;②在两种工况下,热态总压损失都大于冷态总压损失;③工况增大时,总压损失也稍微增大;④0# 柴油的总压损失均小于 RP-3 航空煤油,但是其差异均在 4.1%之内。

4.3 冷态流场特性

单管燃烧室在巡航、最大工况下的冷态流线图如图 5 所示。

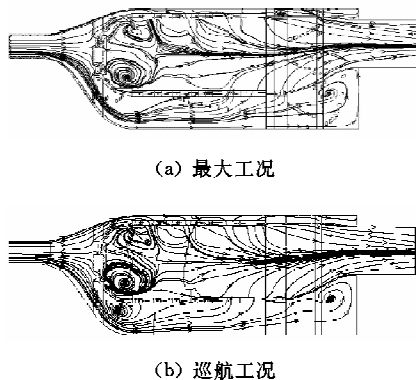


图 5 燃烧室最大与巡航工况下冷态流线图

Fig. 5 Cold flow chart of combustion chamber under the maximum and cruise conditions

从图 5 可以看出:同种模型在不同工况下回流区形状几乎不变;在头部强旋流空气和前两排主燃孔的作用下,在燃烧室的头部区域形成比较强烈的沿轴线对称的回流区且回流区截止于第二排主燃孔出口。

冷态工况在火焰筒轴向位置 $y = 39.5 \text{ mm}$ (A)、 $y = 78.4 \text{ mm}$ (B)处轴向速度的径向分布如图 6 所示。

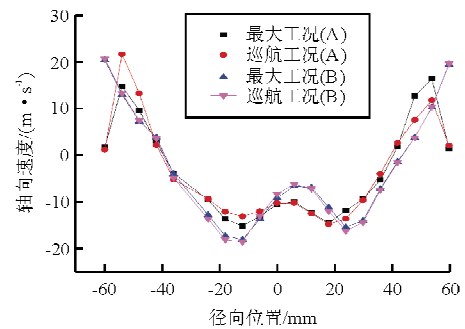


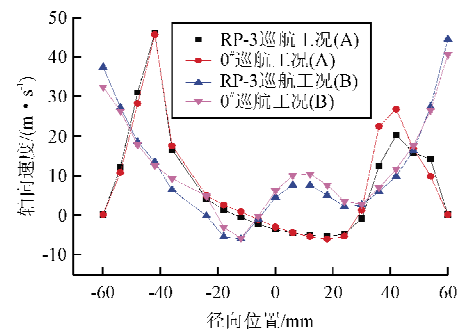
图 6 冷态不同轴向上轴向速度径向分布
Fig. 6 Cold-Radial distribution of y velocity at different axial location

从图 6 可以看出:随着冷态工况的变大,回流区的大小及速度基本一致。

4.4 热态特性分析

4.4.1 热态流场特性

热态工况在火焰筒轴向位置 $y = 39.5 \text{ mm}$ (A)、 $y = 78.4 \text{ mm}$ (B)处轴向速度的径向分布如图 7 所示,可以看出:随着热态工况的变大和燃料的改变,回流区的大小及轴向速度基本一致。



(a) 巡航工况

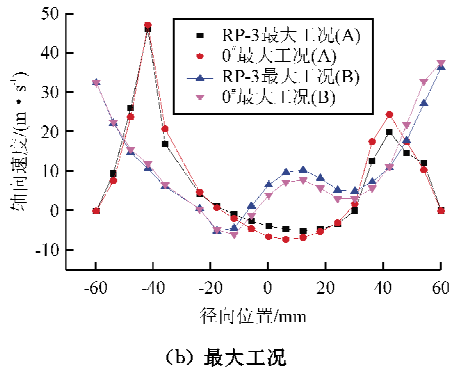


图 7 热态不同轴向位置上轴向速度径向分布
Fig. 7 Hot-Radial distribution of y velocity at different axial location

4. 4. 2 温度场特性

燃烧室在巡航、最大工况下的不同燃料的流线和温度场如图 8~图 9 所示。和冷态流线(图 5)比较,两种燃料在油路打开后,由于气液两相混合作用,整个回流区都变小,回流区截止于第一排主燃孔出口;回流区在轴向更靠近旋流器出口,在径向外扩展和回流区的强度增大,更有利于燃油的二次雾化,促进燃油燃烧。

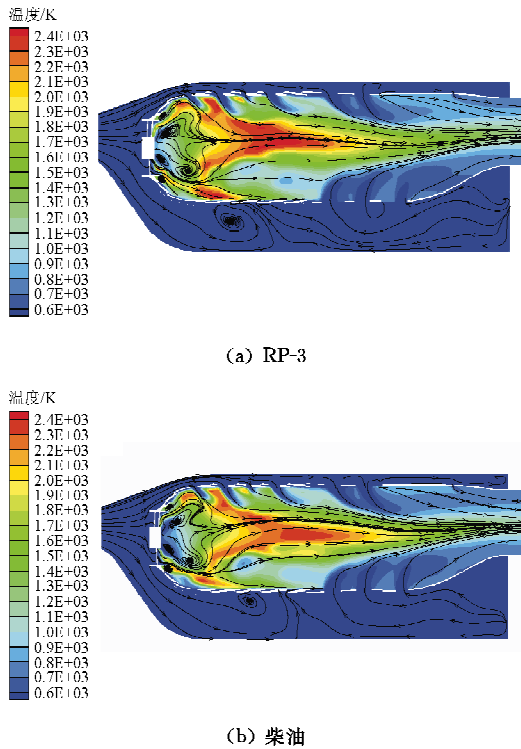
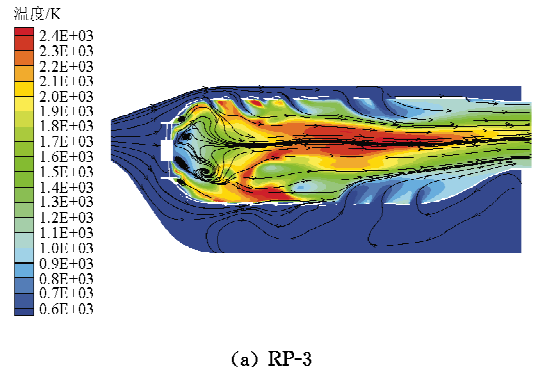
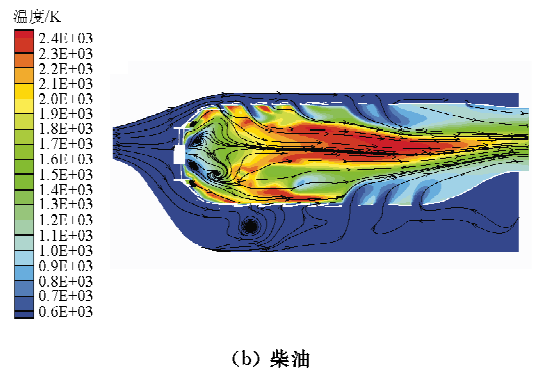


图 8 巡航工况温度场和流场叠加图
Fig. 8 Superposition of temperature field and flow field in cruise condition



(a) RP-3



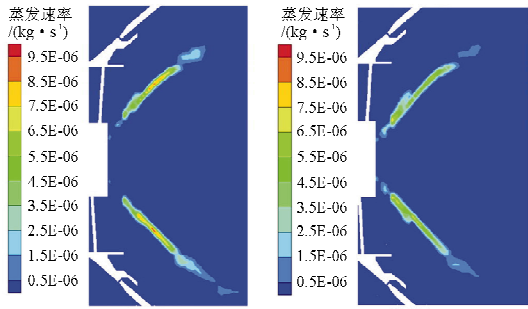
(b) 柴油

图 9 最大工况温度场和流场叠加图
Fig. 9 Superposition of temperature field and flow field in maximum condition

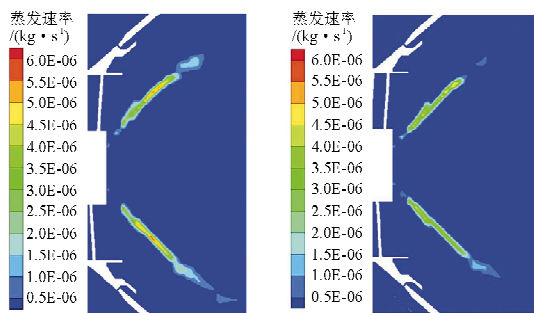
从图 8~图 9 可以看出:和先进燃烧室相比,该燃烧室的高温区比较靠后,这是因为头部旋流空气小,油气比过富不利于燃烧;巡航工况高温区主要集中在第二排主燃孔和第一排补燃孔之间;而最大工况下(入口速度增加和高温区向后移动),高温区集中在第三排主燃孔和第一排掺混孔之间;随着燃料的改变,由于喷嘴一次雾化的差异,导致使用 0# 柴油的燃烧室温度场相对靠后,但整个温度场没有表现出明显的差异。

4. 4. 3 头部燃油蒸发

燃烧室的温度场、流场以及油气混合均与燃油的蒸发量、蒸发快慢、液滴的穿透距离密切相关。燃油蒸发量越大,越有利于燃油燃烧和燃尽;其蒸发量(雾化液滴大小)和液滴的穿透距离在很大程度上取决于喷嘴的一次雾化和气液混合后的二次雾化。因此,合理的头部气液混合是燃烧温度场和高燃烧效率的保证。燃烧室的燃油蒸发量如图 10 所示。



(a1) RP-3 (a2) 柴油
(a) 最大工况



(b1) RP-3 (b2) 柴油
(b) 巡航工况

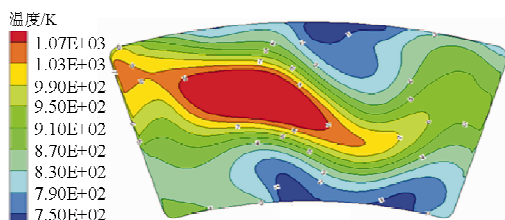
图 10 燃油蒸发量

Fig. 10 Fuel evaporation in combustion chamber

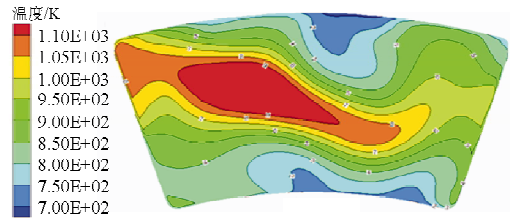
从图 10 可以看出:最大工况的燃油蒸发量大于巡航工况,其原因为①工况变大,燃油量和喷嘴压降增大,进而燃油蒸发量增大;②大工况旋流和回流空气量增大,进而促进燃油二次雾化,导致燃油蒸发量增大;相对于 RP-3,0# 柴油的动力粘度和表面张力比较大,造成其在相同工况下蒸发量变小。

4.4.4 出口温度分布

燃烧室出口温度分布是燃烧室重要的性能参数之一,其好坏影响涡轮叶片的热疲劳和寿命。燃烧室出口温度沿涡轮叶高(径向)呈现两头低和中间高的趋势,符合涡轮叶片等强度原则^[9]要求,如图 11~图 12 所示。



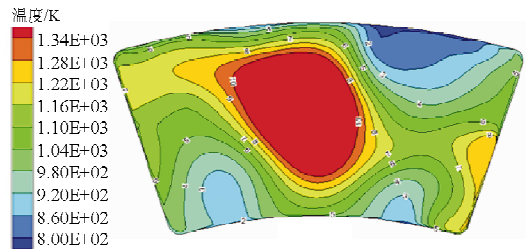
(a) RP-3



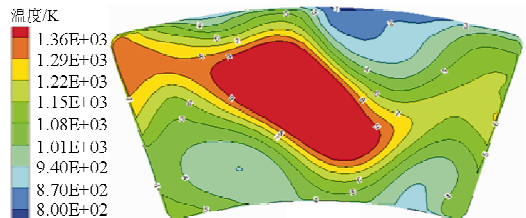
(b) 柴油

图 11 巡航工况燃烧室出口温度分布

Fig. 11 Exit temperature distribution of combustion chamber in cruise condition



(a) RP-3



(b) 柴油

图 12 最大工况燃烧室出口温度分布

Fig. 12 Exit temperature distribution of combustion chamber in maximum condition

衡量出口温度分布品质的一个重要性能参数是出口温度分布系数 PT ^[19]。

$$PT = \frac{T_{4max} - T_{4ave}}{T_{4ave} - T_{3ave}} \quad (1)$$

式中: T_{3ave} 、 T_{4ave} 、 T_{4max} 分别为燃烧室进口平均温度、出口平均温度、出口环腔内最高温度。

两种燃料的 PT 在不同工况下计算结果如表 4 所示,可以看出:两种燃料的 PT 都在 0.25~0.35 范围之内^[19],柴油的出口温度分布更均匀,更符合涡轮叶片要求。

表 4 两种燃料在不同工况下的 PT Table 4 PT of two kinds of fuels under different conditions

燃料	PT	
	巡航工况	最大工况
RP-3	0.298	0.301
柴油	0.276	0.278

4.5 燃烧效率和排放特性分析

4.5.1 燃烧效率

采用温升法^[18]计算燃烧效率,即计算燃烧室进出口工质的实际温升与理论计算温升的比值:

$$\eta_c = \frac{T_{t4,pr} - T_{t5}}{T_{t4,th} - T_{t5}} \quad (2)$$

式中: $T_{t4,pr}$ 、 $T_{t4,th}$ 、 T_{t5} 分别为燃烧室的实际出口平均温度、理论出口平均温度、进口平均温度。

两种燃料在不同工况下的燃烧效率的计算结果如表 5 所示。

表 5 燃烧效率

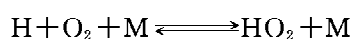
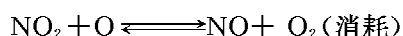
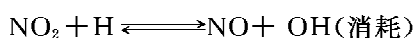
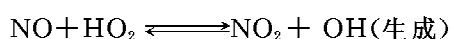
Table 5 Combustion efficiency

燃料	工况	进口温度/K	出口温度/K	燃烧效率/%
RP-3	最大	553	1 143.5	99.578
	巡航	516	930.1	98.895
柴油	最大	553	1 176.5	95.286
	巡航	516	954.1	94.840

结果表明:①RP-3 改 0# 柴油后,燃烧效率降低 4.3% 左右,由于 0# 柴油其动力粘度和表面张力都较大,导致在相同的外界条件下,一次雾化和二次雾化质量相对较差,进而导致其燃烧效率降低;②随着工况的降低,头部旋流空气量降低,导致油气混合的作用变弱,从而影响燃油的二次雾化质量,燃烧效率稍微降低。

4.5.2 燃烧室 NO_x 排放分析

氮氧化物 NO_x 主要包括 NO 和 NO_2 。数值计算只测取了 NO 的量,如表 6 所示。燃烧产物在进入大气之前形成 NO_2 的主要基元反应如下^[20]:



NO 分子通过流体混合从高温扩散或输运到 HO_2 富有的区域而形成 NO_2 。在高温下, NO_2 的

消耗反应很活跃,防止了 NO_2 在高温下形成。燃烧出口温度相对比较高,导致 NO_2 的生成几乎为零。

由于燃烧室头部进气量占总进气量的 18% 左右,使得燃烧室头部油气比较高且局部区域甚至超过化学恰当比(0.068),导致局部区域温度很高,进而产生大量的 NO ^[19];加上该燃烧室高温区比较长,使得燃气在高温区内停留的时间较长,导致出口 NO 的生成量更为可观。

表 6 两种燃料不同工况下 NO 的排放量Table 6 Emission of NO of two kinds of fuels under different conditions

燃料	NO 的排放量/($g \cdot s^{-1}$)	
	巡航工况	最大工况
RP-3	1.714E-04	3.966E-04
柴油	1.513E-04	3.573E-04

事实上,数值计算得出的 NO 排放量并无多大实际意义,但是可以用来比较在相同工况条件下燃烧室燃料改变后 NO 排放的差异。从计算结果可以看出这种差异很小,可以忽略。

4.5.3 燃烧室冒烟分析

冒烟(碳烟粒子)的形成与局部燃料过富、温度过高有关。传统燃烧室中,回流的燃烧产物回流至喷嘴附近,使燃油蒸汽形成的“口袋”被缺氧的高温燃气包围,在这个富油区内,会产生大量碳烟粒子^[21],但是火焰筒内的混气会在下游高温气流中继续发生燃烧,所以最后燃烧室出口的碳烟粒子浓度仍然非常低,如表 7 所示。

表 7 两种燃料不同工况下碳烟粒子的排放量

Table 7 Emission of soot of two kinds of fuels under different conditions

燃料	碳烟粒子的排放量/($g \cdot s^{-1}$)	
	巡航工况	最大工况
RP-3	9.675E-18	2.693E-17
柴油	1.361E-17	4.087E-17

5 结 论

(1) RP-3 和 0# 柴油流场结构一致,热态回流区相对冷态变小,更靠近旋流器出口;不同燃料热态空气流量分配最大差异为 0.45%。

(2) 热态总压损失均大于冷态总压损失;0#柴油的总压损失均小于 RP-3 航空煤油,其差异在 4.1%之内。

(3) RP-3 燃烧效率在 99.0%左右,而 0#柴油的燃烧效率相对低 4.3%左右。

(4) 在相同工况下,0#柴油燃烧室头部燃油蒸发量小于 RP-3,导致燃烧效率低,与理论分析的结果十分吻合。

(5) RP-3 和 0#柴油在巡航工况和最大工况下 PT 都在 0.25~0.35,和两者的差异均在 1.0%之内。

(6) 0#柴油和 RP-3 在两种工况下的 NO 排放量相对于先进燃烧室较大;而碳烟粒子的排放量低且不同燃料在相同工况下的差异很小,可以忽略。

综上所述,该型发动机燃烧室由 RP-3 改 0#柴油在巡航工况和最大工况下燃烧室头部燃油雾化蒸发和 NO 的排放量存在较大差异,其他各项指标差异很小,可以直接改用 0#柴油。如果想进一步提高航改机的燃烧效率和降低污染物,应该从喷嘴燃油雾化方面作进一步的改进。

参考文献

- [1] 彭泽琰,刘刚,桂幸民,等. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2008:184-188.
Peng Zeyan, Liu Gang, Gui Xingmin, et al. Principles of aero gas turbine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 184-188. (in Chinese)
- [2] 吴爱中,杨其国. 我国发展燃气轮机的问题及途径[J]. 汽轮机技术,2001,43(1):1-8.
Wu Aizhong, Yang Qiguo. Problem and ways of developing gas turbine in China[J]. Turbine Technology, 2001, 43(1): 1-8. (in Chinese)
- [3] 李孝堂. 发展中的中国一航燃气轮机产业[J]. 航空发动机,2006,32(2):14-16.
Li Xiaotang. The developing gas turbine industry in AVIC I[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 14-16. (in Chinese)
- [4] 尚守堂. QD-128 航改燃机燃烧室设计分析[J]. 航空发动机,2002(3):1-4.
Shang Shoutang. Design and analysis of QD-128 aeroderivative industrial gas turbine combustor[J]. Aeroengine, 2002(3): 1-4. (in Chinese)
- [5] 徐丽,张宝诚,刘凯. 航改燃气轮机改用柴油的适应性试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2015(1):30-33.
Xu Li, Zhang Baocheng, Liu Kai. Experimental study on fuel adaptability of diesel oil for aero-derivative gas turbine[J]. Gas Turbine Experiment & Research, 2015(1): 30-33. (in Chinese)
- [6] James S, Zhu J, Anand M. Simulations of gas turbine combustor flows using the node-based PDF transport method[C]. AIAA-2002-4013, 2002.
- [7] 胡坤,李振北. ANSYS ICEM CFD 工程实例详解[M]. 北京:人民邮电出版社,2014:342-362.
Hu Kun, Li Zhengbei. ANSYS ICEM CFD engineering examples[M]. Beijing: Posts & Telecom Press, 2014: 342-362. (in Chinese)
- [8] 刘长福,邓明. 航空发动机结构分析[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006:15-35.
Liu Changfu, Deng Ming. Structural analysis of aero-engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006: 15-35. (in Chinese)
- [9] 杜声同,严传俊. 航空燃气轮机燃烧与燃烧室[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995:3-9.
Du Shengtong, Yan Chuanjun. Aero gas turbine combustion and combustion chamber[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995: 3-9. (in Chinese)
- [10] 张广林. 现代燃料油品手册[M]. 北京:中国石化出版社,2009:240-252.
Zhang Guanglin. Modern fuel oil manual[M]. Beijing: China Petrochemical Press, 2009: 240-252. (in Chinese)
- [11] 许世海,熊云,刘晓. 液体燃料性质及应用[M]. 北京:中国石化出版,2010:345-362.
Xu Shihai, Xiong Yun, Liu Xiao. Properties and applications of liquid fuels[M]. Beijing: China Petrochemical Press, 2010: 345-362. (in Chinese)
- [12] 黄生洪,徐胜利,刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值研究(Ⅲ)煤油在超燃流场中的多步化学反应特征[J]. 推进技术,2005,26(2):101-105.
Huang Shenghong, Xu Shengli, Liu Xiaoyong. Combustion flow of kerosene-fueled scramjet with 3D cavity(Ⅲ) Multi-step chemistry characteristics of kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 101-105. (in Chinese)
- [13] Ciezki H, Adomeit G. Shocktube investigation of the ignition delay on n-heptane/air-mixtures in a high pressure shock tube under conditions relevant to diesel-engine combustion[J]. American Institute of Physics, 1990, 208(1): 707-712.
- [14] Tanaka S, Ayala F, Keck J C, et al. Two-stage ignition in HCCI combustion and HCCI control by fuels and additives[J]. Combustion & Flame, 2003, 132(1/2): 219-239.
- [15] Nicol D G, Steele R C, Marinov N M, et al. The importance of the nitrous oxide pathway to NO_x in lean-premixed combustion[C]. International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. USA: The American Society of Mechanical Engineers, 1993.
- [16] Magnussen B F, Hjertager B H. On mathematical modeling

- of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion[J]. Symposium (International) on Combustion, 1977, 16(1): 719-729.
- [17] Tesner P A, Smegiriova T D, Knorre V G. Kinetics of dispersed carbon formation[J]. Combustion and Flame, 1971, 17(2): 253-260.
- [18] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1985: 17-18, 124-125.
Jin Rushan. Aero gas turbine combustion chamber[M]. Beijing: Astronavigation Press, 1985: 17-18, 124-125. (in Chinese)
- [19] 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: 9-15.
Lin Yuzhen, Xu Quanhong, Liu Gaoen. Gas turbine combustion[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 9-15. (in Chinese)
- [20] Turns S R. 燃烧学导论: 概念与应用[M]. 2 版. 姚强, 李水清, 王宇, 译. 北京: 清华大学出版社, 2009: 137-139.
Turns S R. Turns an introduction to Combustion Concepts and Applications (II) [M]. 2nd ed. Translated by Yao Qiang, Li Shuiqing, Wang Yu. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 137-139. (in Chinese)
- [21] Ldfebvre H, Ballal D R. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor & Francis, 1999: 370-371.

作者简介:

冯华仲(1969—),男,硕士,研究员。主要研究方向:热工技术及相关军用/民用装备。

马朝(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:燃烧室结构设计、喷嘴雾化及头部油气混合燃烧。

杨永刚(1971—),男,高级工程师。主要研究方向:热工技术及相关军用/民用装备。

梁越(1969—),男,高级工程师。主要研究方向:热工技术及相关军用/民用装备。

黎明(1965—),男,硕士,副教授。主要研究方向:先进燃气轮机燃烧室与燃烧技术。

索建秦(1962—),男,硕士,教授。主要研究方向:先进燃气轮机燃烧室与燃烧技术。

(编辑:赵毓梅)