DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.02.013

高温升燃烧室数值模拟研究

杨雄^{1,*},张志强¹,郭政波¹,索建秦²

1. 中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072

摘 要:为了满足高性能飞机对于高机动性、超声速巡航的需求,针对高推重比、高热力性能发动机的特点,设计了一 种高温升燃烧室。利用分级燃烧、多点喷射、空气雾化喷嘴和发散小孔冷却等先进技术,解决了高温升燃烧室的技术难 点。应用CFX软件对其进行了2个工况的数值模拟,得到了燃烧室的速度场、温度场的分布特性、污染物的生成情况。试 验结果表明,燃烧室燃烧效率高,污染物排放低。

关键词:燃烧室;高温升;发散冷却;多点喷射;CFX

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 02-0013-07

由于军用飞机对高机动性及超声速巡航能力的需求,航空 发动机需要更高的推重比和热力性能,因此,燃烧室就需要具 有更高的温升、更高的油气比。高温升燃烧室的出现正是航空 发动机发展的迫切需要。目前,军用涡扇发动机燃烧室温升大 约为927C,这一温升对应发动机的油气比为0.030,美国的发动 机F135,F136的油气比可达0.046,而未来发动机油气比更可以 高达0.062^[1],可见航空发动机的发展是油气比不断升高的过程。

高油气比燃烧室带来的一个直接问题是油气比增大之 后存在的排气冒烟问题。油气比增加后就必须增加燃烧空 气,以获得良好的燃烧效果,而增加了燃烧空气,主燃区空气 流速加大,油气比减少,又会带来慢车贫油熄火问题。增加的 燃烧空气可以从冷却和掺混的空气中来^[2],而掺混空气量是 不能减少的,就只有减少冷却空气来增加燃烧空气,火焰筒 冷却问题便随之出现^[3,4]。

对于高温升燃烧室存在的问题,应用图1中所示的解决方案。小工况下,燃烧室头部富油工作,解决贫油熄火的问题;大工况下,燃烧室头部贫油工作,解决排气冒烟的问题,利用分区燃烧的概念解决高温升燃烧室的主要问题^[5]。火焰筒冷却采用先进的发散小孔冷却技术。本文研究了一种基于分区燃烧



的高温升燃烧室,满足燃烧室高热力性能、高油气比的要求。

1 单管燃烧室模型

本文研究的高温升单管燃烧室与常规燃烧室不同的 是,高温升单管燃烧室取消了主燃孔,采用头部进气,加大了 燃烧空气的分配比例。之所以在单管燃烧室上进行研究,是因 为单管燃烧室上得到的技术大部分可以直接在环形燃烧室上 应用,可以节省成本,降低初期的研究工作难度。本文在这一 模型上进行了数值模拟,得到新式高温升燃烧室的冷态流场、

收稿日期:2016-11-14;退修日期:2016-12-06;录用日期:2017-01-24 *通讯作者.Tel.:15691966523 E-mail:15691966523@163.com

引用格式: YANG Xiong, ZHANG Zhiqiang, GUO Zhengbo, et al. Numerical simulation of high temperature rise combustor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(02):13-19. 杨雄,张志强,郭政波,等. 高温升燃烧室数值模拟研究[J]. 航空 科学技术, 2017, 28(02): 13-19.

热力性能、排气污染、贫油熄火等关键技术参数。

燃烧室结构如图2所示,火焰筒采用发散小孔冷却,小 孔直径为0.55mm,切向进气,菱形排列,对火焰筒进行有效冷 却。由于采用了空气雾化式多点喷射,油气混合快,短距离内燃 烧就会均匀化,减少了火焰筒长度和冷却空气的使用量。证明 了发散小孔冷却的优越性^[6]。



图2 甲官燃烧至模型 Fig.2 Single tubular combustor model





Fig.3 Combustor dome

图3中,副模喷嘴为离心式压力雾化喷嘴,位于副模旋 流器中心,喷雾锥角为90°,与叶片角为30°的副模旋流器组成 副模;主模喷油嘴为空气雾化喷嘴,与轴向成15°夹角,主模 喷嘴沿周向均匀布置了9个,顺流喷射,有效地利用了多点喷 射和空气雾化喷嘴对于排气冒烟的改善^[8]。主模喷嘴与叶片 角为60°的主模旋流器组成主模。这样类似于GE公司的双环 预混燃烧室(TAPS)结构形成分区燃烧^[9],解决大工况排气 冒烟和小工况贫油熄火的问题。

当燃烧室工作在小工况下时,只有副模工作,在主燃 区内形成局部富油燃烧区,解决贫油熄火问题,使燃烧稳 定^{[2][10]}。在大工况时,副模和主模同时工作,主模分配了较 多的空气流量,形成一个油气比较低的主燃区,减少排气冒 烟,多点喷射式空气雾化喷嘴对于燃烧的均匀性和减少排气 冒烟具有很好的效果。

2数值模拟

2.1 计算模型

利用ANSYS前处理软件ICEM CFD对物理模型进行了 网格的划分,网格采用结构和非结构网格混合装配,网格装 配交界面用1:1和GGI两种方式进行连接。利用周期性网格 创建了发散小孔,主模空气雾化喷嘴受尺寸及结构的限制, 对其进行了非结构网格的划分。

经过3种网格尺度对比,将流动区域划分为网格数约 850万时,流场、温度场等计算结果基本不再变化。网格质量 良好,网格质量采用ICEM软件算法,最小雅克比矩阵与最大 雅克比矩阵行列式计算大于0.3。网格划分如图4所示。



图4 计算网格 Fig.4 Computing meshing

*k-c*模型对于所有流动问题都具有较好的适用性,并且标 准*k-c*模型的收敛性比多数湍流模型要好,本次计算湍流选取 标准*k-c*模型,此湍流模型使用Scalable壁面函数,近壁面网 格较好时,可以保证模拟的收敛性和准确性。ANSYS公司的 CFX软件具有强大的化学反应与燃烧模拟的功能,燃烧模型 采用涡耗散模型(EDM),适用预混和扩散,使用Lagrangian法 追踪液滴轨迹;污染物计算选取CFX自带的反应模型,氮氧 化物(NO_x)生成按热力型类型计算,冒烟按照Magnussen模 型计算^[11]。

2.2 计算工况及边界设置

工况具体参数如表1所示,其中,工况一为7%工况,工况 二为100%工况。

表1 工况条件 Table 1 Working conditions

	工况一	工况二	
入口总温/K	489.1	845	
入口总压/Pa	490238	3035910	
入口空气流量/(kg/s)	1.175	4.8875	
燃油流量/(kg/s)	0.0125	0.180625	

工况一时, 仅副模离心喷嘴供油。工况二时, 主、副 模喷嘴同时供油, 燃油分配为: 副模0.025288kg/s+主模 9×0.0172597 kg/s.

边界条件选取为质量流量入口和压力出口,燃料为航 空煤油,化学式为C₁₂H₂₃。

3 计算结果分析

3.1 总压损失

燃烧室在设计情况下的总压损失为5%,经过模拟计算 了两个工况下的冷态和热态总压损失,表2和表3为经CFX计 算后的流动总压损失情况。

表2 冷态总压损失 Table 2 Total pressure loss for cold field

	入口压强/Pa	出口压强/Pa	计算损失/%
工况一	492111	466983	5.10
工况二	3042745	2892975	4.92

表3 热态总压损失 Table 3 Total pressure loss for hot field

	入口压强/Pa	出口压强/Pa	计算损失/%
工况一	492130	465531	5.40
工况二	3040937	2887199	5.06

燃烧室总压损失系数与设计值相当,总压损失基本满 足设计要求。

3.2 **冷态流场特性**

图5和图6为工况一、工况二的冷态流线图^[12],从图中可 以看出,在副模旋流器下游形成沿轴线对称分布的回流区,主 模气流贴着副模气流向下游流动,达到了流动分区的目的。这 样的分区流场结构为燃烧分区奠定了基础,符合设计思路。图 5、图6中火焰筒及头部处的分割线是计算时的网格连接面。

图5和图6中火焰筒拐角处的涡流为角回流区,这不利 于燃烧,在实际中可以优化结构设计,避免角回流区的产生。 图7为粒子图像测速(PIV)测得的双旋流器形成的回流区形 状,本文模拟得到的流场与实验得到流场吻合良好。



图5 工况一冷态流线图 Fig.5 Velocity streamline of cold field for case#1



图6 工况二冷态流线图 Fig.6 Velocity streamline of cold field for case#2



Fig.7 Velocity Streamline of combustor by PIV

3.2.1 工况一温度场

图8所示为工况一得到的温度场结构图,此时只有副模 喷油嘴工作。高温区集中于回流区的前端,主燃区只有副模 回流区,产生局部富油燃烧的效果,燃烧集中在很小的一个 区域内,温度高达2350K左右。这样的温度场结构保证了良 好的高空点火能力和慢车状态下的抗贫油熄火能力^[13]。



图8 工况一的温度场分布 Fig.8 Total temperature of contour for case#1

工况一下的温度场结构与流场和燃油的轨迹是密不可 分的,图9显示了副模喷油液滴贴着回流区外围运动^[14]。在燃 油液滴靠近高温区后,回流来的高温燃烧产物使液滴迅速蒸 发甚至直接燃烧,故液滴很快消失,形成图8所示的温度场。



Fig.9 Transformation of fuel droplet for case#1

3.2.2 工况二温度场

工况二时的温度场如图10所示。与工况一(图8)相比,工况 二的温度场趋于均匀,主燃区平均温度在2300K左右。工况二温 度场径向和轴向尺寸都扩大很多,整个主燃区的范围也比工况 一时扩大很多,使整个燃烧室处于相对贫油的状态,解决大工 况下的排气冒烟问题。此时副模喷嘴喷油量比工况一大,由于 进气温度高,燃油蒸发快,火焰就比工况一更接近喷嘴。同时, 在喷嘴下游出现了火焰分层,主模火焰在外,副模火焰在内。





图11为燃油粒子轨迹,燃油从9个顺流喷射、空气雾化 喷嘴喷出,随主模空气被带向下游,燃油雾化好,液滴穿透能 力强,停留时间短,很快与主模空气混合反应,温度场也很快 趋于均匀^[14,15]。这样使用空气雾化喷嘴,且其雾化不受压力 的影响,在燃油液滴穿透力强的同时在有限时间内蒸发,燃 烧比较均匀,避免冒烟。

图12为距离旋流器出口54.5mm,84.5mm,114.5mm, 144.5mm,174.5mm(掺混孔),204.5mm,234.5mm和燃烧室出 口截面温度场分布。可以看到,随着轴向距离的推移,温度场 趋于均匀。刚开始由于主模9个空气雾化喷嘴燃油蒸发,存在 着9个温度略低的区域,但经过燃油液滴的穿透、蒸汽的扩散, 越往下游温度分布就越均匀,经过掺混气流掺混后,火焰筒内 的高温气体向中心收缩,最终形成中心高、外侧低的出口温度场,达到涡轮进口温度场的要求,出口平均温度1980K。







B12 工成一时沿袖回合飯回通度云图 Fig.12 Total temperature contour at different crosswise sections along axial direction for case#2

火焰筒采用发散小孔冷却技术,图13为火焰筒下游90mm



图13 火焰筒下游90mm流线图 Fig.13 Velocity streamline of 90mm downstream the flame tube

处速度流线图,可以看到发散小孔的旋向与主流方向一致,可 以达到很好的贴壁效果,有效的对火焰筒进行冷却。研究表明, 发散小孔冷却在油气比0.046时最高壁温不超过1150K^[16]。从图 13中可以看出,火焰筒内壁附近的空气膜起到了很好的冷却效 果,在工况二油气比达到0.037时,火焰筒内壁温也不到1150K。

3.3 污染物排放分析

在发动机的工作状态中,小工况下大量产生一氧化碳 (CO)和未燃碳氢化合物(UHC),而NO_x和冒烟主要在大工 况下生成。由于ANSYS CFX软件中燃烧模型的限制,在此研 究中,未计算UHC,污染物计算主要分为工况一的CO排放和 工况二的NO_x生成和冒烟^[2]。

3.3.1 CO排放

图14为工况一下的CO排放情况。从图14中可以看出, CO的分布集中于对称的上下两个区域,而这两个区域正是 局部富油燃烧产生的高温区,符合CO产生机理。由于高温区 局部富油,没有足够的氧气参与燃烧,因此,在这两个区域产 生相对较多的CO。





由于局部的富油区在燃烧反应区占比比较小,CO的总量较低,出口产物CO质量分数为3.93792×10⁻⁷,此时的燃烧效率高达99.998%。

3.3.2 NO_x排放

对于军用高温升发动机而言,隐身性能极为重要,NO_x 排放会大大增加红外探测。本研究中使用ANSYS CFX自带 的氮氧化物生成模型计算了热力型NO的生成。当温度高于 1850K时,热力型NO大量产生,在温度较低、混合较浓时,快 速型NO大量产生。限于NO生成计算上比较复杂,ANSYS CFX软件自带模型也有一定的限制。本文仅从NO的总体生 成上分析。

如图15所示,工况二下NO分布符合该工况下的温度场 分布,NO的主要生成方式为热力型,副模直混、富油燃烧,喷 嘴下游主燃区内温度高达2400K,热力型NO大量生成;主模



图15 工况二NO质量分布云图 Fig.15 Contour of NO mass fraction for case#2

燃气在回流区外围,燃气流速快,高温火焰停留时间短,不具备快速型NO生成条件;主模是预混燃烧,燃烧温度较低且分 布均匀,主模下游热力型NO生成量较低。燃烧室出口燃烧产 物中NO的质量分数为0.00212142,还需进一步优化。 3.3.3 冒烟

对于高温升燃烧室而言,大工况下的冒烟是一个非常 重要的问题,尤其体现在军用飞机上,影响了其隐身性能。

碳烟粒子的形成与局部燃料过富、温度过高有关。图16 为工况二下的烟粒子生成分布情况。



图16 工况二烟粒子质量分数分布 Fig.16 Contour of soot mass fraction for case#2

主模高温区内生成了一定量的烟粒子,这是因为主模 高温区温度很高且发生了高温分解^[16]。而在上下火焰筒壁面 附近的烟粒子分布也比较多,这主要因为在高温区生成的烟 粒子,被气流带向下游碰到壁面的低温气体,反应停止,无法 被氧化,造成了烟粒子的集中。但上述烟粒子产生后会在随 后的反应中被氧化一部分。所以燃烧室出口燃烧产物中烟粒 子浓度较少^[15],质量分数仅为0.000187686,远远低于可见冒 烟点。

4 结论

本文对分区燃烧高温升燃烧室进行了数值模拟,并得 到很好的结果,能够满足军用高热力性能发动机的要求。经 研究得出以下结论:

(1)对燃烧室进行了冷态数值模拟,在两个工况下都得 到了良好的回流区形态,工况一回流区比工况二略大,主模 空气与副模空气分区良好。

(2)热态温度场结构良好,工况一局部富油燃烧温度达 到2350K左右,工况二主燃区有所扩大,燃烧区温度比较均 匀,避免了排气冒烟。

(3)燃烧室发散小孔冷却效率高,火焰筒内壁面温度不 超过1150K,燃烧室燃烧效率高,接近100%。

(4)燃烧室的污染物生成量很低,NO_x生成符合一般规 律,烟粒子生成量远小于可见冒烟点,总体污染物生成量较 低。

参考文献

- Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustor [J]. AIAA, 1987, 3(2): 179-186.
- [2] 金如山.高温升燃烧室技术[J]. 推进技术及产品, 1989, 4(1): 34-36.

JIN Rushan. High temperature rise combustor technology [J]. Propulsion Technology and Products, 1989, 4(1):34-36. (in Chinese)

[3] 侯晓春. 航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

HOU Xiaochun. Aviation gas turbine combustion technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)

 [4] 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)

- [5] 常峰, 索建秦, 梁红侠,等. 同心圆式主副模分区燃烧组织燃烧 室数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 760-764. CHANG Feng, SUO Jianqin, LIANG Hongxia, et al. Numerical study of co-axial pilot and main module combustor [J].Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5):760-764. (in Chinese)
- [6] 汪涛, 索建秦, 梁红侠, 等. 火焰筒切向进气发散小孔冷却数值 模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1052-1058.
 WANG Tao, SUO Jianqin, LIANG Hongxia, et al. Numerical study of tangential effusion cooling for combustor liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5):1052-1058. (in Chinese)
- [7] Kress E J, Taylor J R, Dodds W J. Multiple swirler dome combustor

for high temperature rise applications [R]. AIAA 90-2159, 1990.

- [8] 张弛,张荣伟,徐国强,等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化 效果[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 805-809.
 ZHANG Chi, ZHANG Rongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an air-blast atomizer with plainorifice nozzle and dual-swirl cup[J].Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5):805-809. (in Chinese)
- [9] Foust M J, Doug T, Rick S, et al. Development of the GE aviation lowemission TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA 2012-0923, 2012.
- [10] 刘百麟,林宇震,袁怡祥,等.高温升燃烧室贫油熄火稳定性研究[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 456-459.
 LIU Bailin, LIN Yuzhen, YUAN Yixiang, et al. Research on the lean blow-out stabilities of the high temperature rise combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5):456-459. (in Chinese)
- [11] 谢龙汉, 赵新宇, 张炯明. ANSYS CFX流体分析及仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.
 XIE Longhan, ZHAO Xinyu, ZHANG Jiongming. Analysis and Simulation of ANSYS CFX fluid[M]. Beijing: Electronics

industry Press, 2012. (in Chinese)

- [12] 彭云辉, 刘旦, 林宇震. 高温升燃烧室主燃区流场和燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术, 2010, 16(5): 456-461.
 PENG Yunhui, LIU Dan, LIN Yuzhen. Primary zone flow field and combustion performance of high temperature rise combustor [J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2010, 16(5):456-461. (in Chinese)
- [13] 刘强, 索建秦, 梁红侠, 等. 直混燃烧与LPP组合燃烧室数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2448-2454.
 LIU Qiang, SUO Jianqing, LIANG Hongxia, et al. Numerical investigation of combination of direct mixing combustion and LPP combustor[J].Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11):2448-2454.(in Chinese)
- [14] Gouldin F C, Depsky J S, Lee S L. Velocity field characteristics of a swirling flow combustor [J]. AIAA Journal, 1985, 23(1): 95-102.
- [15] 张振奎, 钟华贵. 多点喷射模型燃烧室性能CFD分析[J]. 航空 发动机,2010,36(4): 17-21.
 ZHANG Zhenkui, ZHONG Huagui. CFD analysis of performance for the model multipoint injection combustor [J]. Aeroengine, 2010,36(4): 17-21. (in Chinese)

[16] Tesner P A, Smegiriova T D, KnorreV G. Kinetics of

dispersed carbon formation [J]. Combustion and Flame, 1971,	Tel: 15691966523
17(2): 253-260.	E-mail:15691966523@163.com
	张志强(1989-) 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机
作者简介	燃油系统试飞。
杨雄(1993-) 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:燃烧与	敦政波(1988-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:发动机工
流动。	作特性试飞。

Numerical Simulation of High Temperature Rise Combustor

YANG Xiong^{1,*}, ZHANG Zhiqiang¹, GUO Zhengbo¹, SUO Jianqin²

1. Chinese flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: According to the characteristics of the high thrust-to-weight ratio and thermal performance of the aircraft engine, a high temperature rise combustor was designed to fulfill the requirements of advanced aircraft on good maneuverability and supercruise. The technical difficulties of high temperature rise combustor were solved by using staging, multi-point injection, air blast atomizer and effusion cooling technology. Numerical simulation which using CFX was conducted to study the performance of the combustor with two operating conditions, and the resultant characteristics of velocity and temperature field distribution, and emissions production were get, it showed the combustor can work satisfactorily, with high combustion efficiency and low emission.

Key Words: combustor; high temperature rise; effusion cooling; multipoint injection; CFX