

基于分层和分级燃烧机理的低污染燃烧室 设计和排放性能预估

李 锋¹, 郭瑞卿¹, 高贤智¹, 吕富国¹, 王云雷¹, 尚守堂^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 燃烧设计室, 沈阳 110015)

摘 要: 保持扩压器尺寸、外机匣最大直径以及燃烧室出口尺寸不变, 将燃烧室分别设计为单环腔燃烧室(SAC)、双环腔燃烧室(DAC)、双环预混旋流(TAPS)燃烧室、中心分级燃烧室(CSC)和三旋流燃烧室(TSC)5种燃烧室结构, 保持湍流、喷雾、燃烧、辐射及排放数理模型不变, 对5种燃烧室进行三维数值模拟。对比研究了5种燃烧室的污染排放性能。结果表明: 采用分级燃烧的DAC慢车状态下CO排放量最低, 采用DAC在慢车状态下的CO排放量比SAC降低了近62%。采用分层燃烧的TAPS燃烧室的NO_x排放量最低, 采用TAPS的NO_x排放量比SAC降低了近43.5%。

关 键 词: 分层燃烧室; 分级燃烧室; 低污染燃烧室; 燃烧室设计; 燃烧室性能预估

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Low pollution combustor design and emission performance prediction based on stratified and staged combustion mechanism

LI Feng¹, GUO Rui-qing¹, GAO Xian-zhi¹, LÜ Fu-guo¹,
WANG Yun-lei¹, SHANG Shou-tang^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Combustion Design Office, Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The dimension of diffuser, maximum diameter of outer casing and dimension of combustor exit were kept the same, and the combustor was designed as single annular combustor (SAC), dual annular combustor (DAC), twin annular premixing swirler (TAPS) combustor, center staged combustor (CSC) and triple-swirler combustor (TSC). The mathematical models (including the turbulence, spray, combustion, radiation and emission) were kept the same, and three-dimensional numerical simulation of five different combustors were developed to compare and study the pollution emission performance of five different combustors. The results show that, the CO emission value of the staged DAC in idle operation is the lowest, and the CO emission value of DAC is 62% lower than that of SAC. NO_x emission value of the stratified TAPS combustor in design state is the lowest, and the NO_x emission value of TAPS combustor is 43.5% lower than that of SAC.

Key words: stratified combustor; staged combustor; low pollution combustor; combustor design; combustor performance prediction

收稿日期: 2013-12-08

基金项目: 航天创新重点基金(CASC03); 航天支撑基金(13131001); 国家自然科学基金(91441108)

作者简介: 李锋(1966—), 男, 湖南资兴人, 教授、博士生导师, 博士后, 主要从事燃烧、流动控制及隐身研究。

随着航空及地面燃气轮机的广泛使用,其排放物对大气的污染也日趋严重,这些污染物的排放具有污染严重和排放局部危害大等特点.早在20世纪70年代,美国环保局就公布了关于航空发动机污染物排放的标准,国际民航组织(ICAO)在1981年颁布了环境保护标准和“飞机发动机的排放条例”.2007年2月5日,ICAO推出了比Committee on Aviation Environmental Protection(CAEP)发布的CAEP/6更为严格的CAEP7-WP11污染排放标准:NO_x的排放量相对于CAEP/6下降45%~60%.CAEP7-WP11污染排放标准对我国大飞机发动机的低污染燃烧室的研发提出了新的挑战^[1-3].

图1是燃烧室主燃区当量比 Φ 与污染物排放量间的关系,从图中可以发现,在大工况(推力、功率大)情况下,由于主燃区温度和压力高,NO_x排放量大;在小工况(推力、功率小)情况下,由于主燃区燃烧强度下降,CO和unburned hydrocarbon(UHC)的反应速率减小,导致CO和UHC大量生成.从污染物排放控制的角度来看,由于污染物排放量与主燃区当量比之间存在着强烈的相关性,并且存在对所有污染物排放量均较低的最佳主燃区当量比区间.这意味着降低燃烧室所有污染物排放量的核心措施是控制主燃区当量比落在最佳低排放当量比区间.这包含有两个层次的内容:第一是控制整个主燃区的总当量比;第二是控制主燃区内的局部当量比.从低污染燃烧机理而言,完全的贫油预混燃烧会获得最佳的污染物排放,但是这会引入贫油燃烧的不稳定因素.因此,分级和分层燃烧技术是实现低污染燃烧的主要技

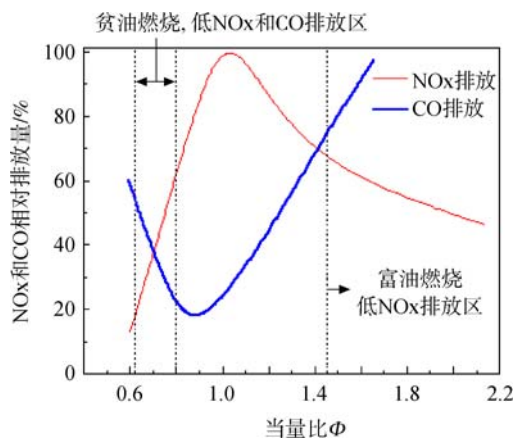


图1 主燃区当量比与污染物排放量间的关系
Fig. 1 Relationship between equivalence ratio and pollutant emission value in primary zone

术手段.分级燃烧技术一般由值班级和主燃级组成,为保证火焰稳定,值班级是必不可少的.在保证火焰稳定的情况下,应尽可能地提高主燃级的空气量,同时提高主燃级油气之间的掺混.分层燃烧技术是通过火焰结构分层而不是对燃油和空气进行简单的分级来组织燃烧,从而巧妙解决了NO_x排放与慢车状态的贫油熄火的矛盾. Mongia等实验研究了TAPS燃烧室(下文简称为TAPS)的瞬时流场结构,清晰地显示了TAPS分层燃烧的特性^[4-8].

为了降低污染物的排放,国内外先后发展了多种低污染燃烧技术^[9-21].主要有:

1) 分级燃烧(staged combustion)技术:GE公司径向分级的DAC;PW(Pratt Whitney Group)公司轴向分级的串联燃烧室;RR-BMW(Rolls-Royce-Bayerische Motoren Werke)公司的半径向半轴向分级燃烧室.

2) 分层燃烧(stratified combustion)技术:GE公司的TAPS也有人认为是径向分级燃烧,但分级不能完全描述其三级旋流器不出现交叉现象的分层特点.

3) 变几何燃烧室(variable geometry combustor).

4) 贫油预混合预蒸发燃烧室(lean premixed prevaporized combustor, LPP combustor).

5) 催化燃烧室(catalytic combustor).

6) 富油/快速淬熄/贫油(rich-burn/quick-quench/lean-burn, RQL)燃烧室.

7) 可变驻留时间(variable residence time, VRT)燃烧室.

8) 贫油直喷(lean direct injection, LDI)技术.

从国内外的相关资料来看,采用空气分级、燃油分级以及分层燃烧是实现低污染燃烧的主要技术手段.而以中心分级和多级旋流燃烧为代表的分级分区复合燃烧的研究最为广泛.在Mongia等研发的目前排放最低的TAPS中,发现在主燃区中,其三级旋流器并未出现交叉现象,而是呈现非常清晰的分层结构,正是这样的分层流场,才形成了TAPS“flame-within-flame”的独特火焰结构.

1 数学与物理模型建立

1.1 物理模型的建立

本文采用相同的扩压器尺寸、外机匣最大直径以及燃烧室出口尺寸,将原来的SAC结构重新设计为DAC, TAPS, CSC, TSC.采用相同的数理

模型,对 5 种燃烧室进行三维数值模拟.对比研究各种燃烧室的污染排放性能的差异.

计算中湍流模型采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型、喷雾模型采用 discrete drop (DD) 模型、燃烧模型采用 probability density function (PDF) 模型、辐射模型采用 discrete ordinates (DO) 模型、NO_x 排放模型采用热力排放模型进行计算^[22],文献[22]验证了其计算结果的可信度.

1.2 网格和边界条件设置

1.2.1 计算域和网格设定

在本文中,SAC,DAC,TAPS,CSC,TSC 五种燃烧室结构及网格如图 2~图 6 所示.



图 2 SAC 结构及网格
Fig. 2 SAC structure and grid

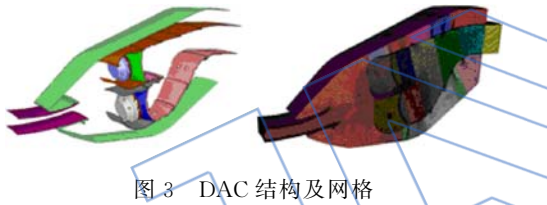


图 3 DAC 结构及网格
Fig. 3 DAC structure and grid

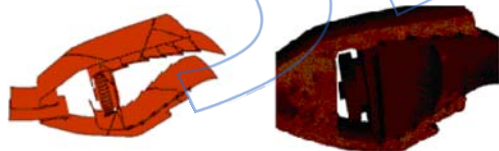


图 4 TAPS 结构及网格
Fig. 4 TAPS combustor structure and grid

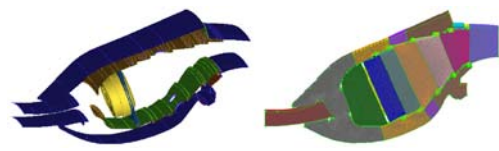


图 5 CSC 结构及网格
Fig. 5 CSC structure and grid



图 6 TSC 结构及网格
Fig. 6 TSC structure and grid

计算中,SAC 设计为 20 个头部,分成 64 个体积,总网格数目为 166 万;DAC 设计为 30 个头部,分成 87 个体积,总网格数目为 173 万;TAPS 设计为 20 个头部,分成 91 个体积,总网格数目为 240 万;CSC 设计为 20 个头部,分成 91 个体积,总网格数目为 240 万;TSC 设计为 20 个头部,分成 84 个体积,总网格数量为 230 万.

1.2.2 边界条件的设定

在进行边界条件设定时,SAC,DAC,TAPS,CSC 和 TSC 这 5 种燃烧室结构采用了相同的入口边界条件和出口边界条件,流体域的侧壁设置为旋转周期边界条件,参考压力点设置在扩压器入口.其边界条件的设置如表 1 及表 2 所示.

表 1 5 种燃烧室入口边界条件
Table 1 Inlet boundary condition of five kinds of combustor

燃烧室 类型	气体流量/ (kg/s)	温度/ K	压力/ MPa	供油流量/ (kg/s)
SAC	3.125	862	3.38	0.073
DAC	2.083	862	3.38	0.049
TAPS	3.125	862	3.38	0.073
CSC	3.125	862	3.38	0.073
TSC	3.125	862	3.38	0.073

表 2 5 种燃烧室出口边界条件
Table 2 Outlet boundary condition of five kinds of combustor

燃烧室 类型	外环流量/ (kg/s)	火焰筒流 量/(kg/s)	内环 1 流 量/(kg/s)	内环 2 流 量/(kg/s)
SAC	0.156	2.732	0.094	0.14
DAC	0.104	1.821	0.156	0.156
TAPS	0.156	2.732	0.094	0.14
CSC	0.156	2.732	0.094	0.14
TSC	0.156	2.732	0.094	0.14

2 各方案燃烧室的性能对比

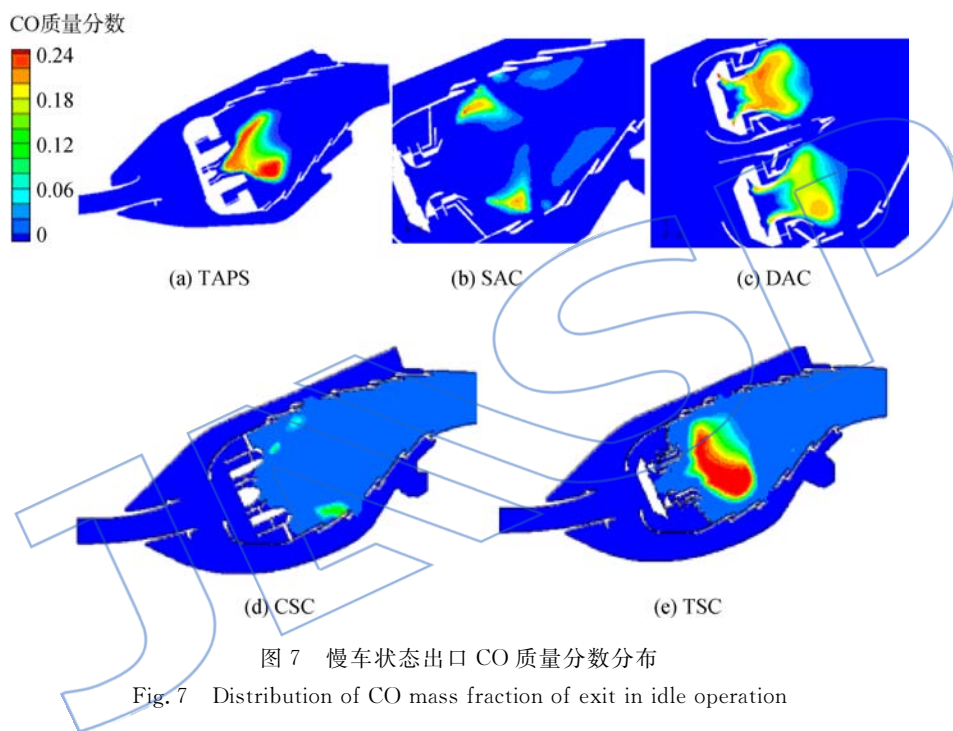
2.1 CO 排放

慢车状态时 SAC,DAC,TAPS,CSC 和 TSC 出口 CO 排放情况如表 3 及图 7 所示.

表 3 慢车状态出口 CO 排放量
Table 3 CO emission value of exit in idle operation

燃烧室类型	CO 排放量/(g/kg)
SAC	22.77
DAC	8.49
TAPS	34.03
CSC	19.53
TSC	29.00

从表 3 及图 7 中可以发现,在慢车状态,DAC 的 CO 排放量最低,其次是 CSC 和 SAC. 采用 DAC 在慢车状态下的 CO 排放量比 SAC 降低了近 62%,采用 TAPS 在慢车状态下的 CO 排放量最高,TAPS 在慢车状态下的 CO 排放量比 SAC 上升了近 49%. 原因在于 TAPS 值班级在慢车状态下采用的是富油设计,CO 排放主要集中在头部,此时由于比较富油,没有充分燃烧的燃油从套筒出口出来之后受到主燃级新鲜气流的淬熄作用,导致 TAPS 的 CO 排放量比 SAC 等偏高,这一现象与国外的有关报道一致.



2.2 NO_x 排放

设计状态时 SAC, DAC, TAPS, CSC 和 TSC 出口 NO_x 排放情况如表 4 及图 8 所示.

表 4 设计状态出口 NO_x 排放量
Table 4 NO_x emission value of exit at design state

燃烧室类型	NO _x 排放量/(g/kg)
SAC	91.06
DAC	85.72
TAPS	51.45
CSC	134.00
TSC	80.42

从表 4 及图 8 中可以发现,在设计状态, TAPS 的 NO_x 排放量最低,其次是 TSC 和

DAC. 采用 TAPS 的 NO_x 排放量比 SAC 降低了 43.5%,比采用分级燃烧的 DAC 及 TSC 低了 40%. 为了更精确地描述 TAPS 的燃烧机理,图 9 给出了 TAPS 值班级内旋流、值班级外旋流和主燃级旋流的流线图.

从图 9 中可以发现,在 TAPS 中,主回流区的气流主要由值班级内旋流提供,值班级外旋流包裹在值班级内旋流外侧,同时在台阶处形成台阶回流,主燃级旋流一部分形成角回流区,另一部分则包裹在值班级外旋流的外侧;在主燃区中,三级旋流并未出现交叉现象,而是呈现非常清晰的分层结构,形成了所谓的“flame-within flame”的独特火焰结构(该现象与 Mongia 等的研究结果一致). TAPS 正是通过对火焰结构分层而不是对燃油和空气进行简单的分级来组织燃烧,从而巧妙解决了 NO_x 排放与慢车状态的贫油熄火的

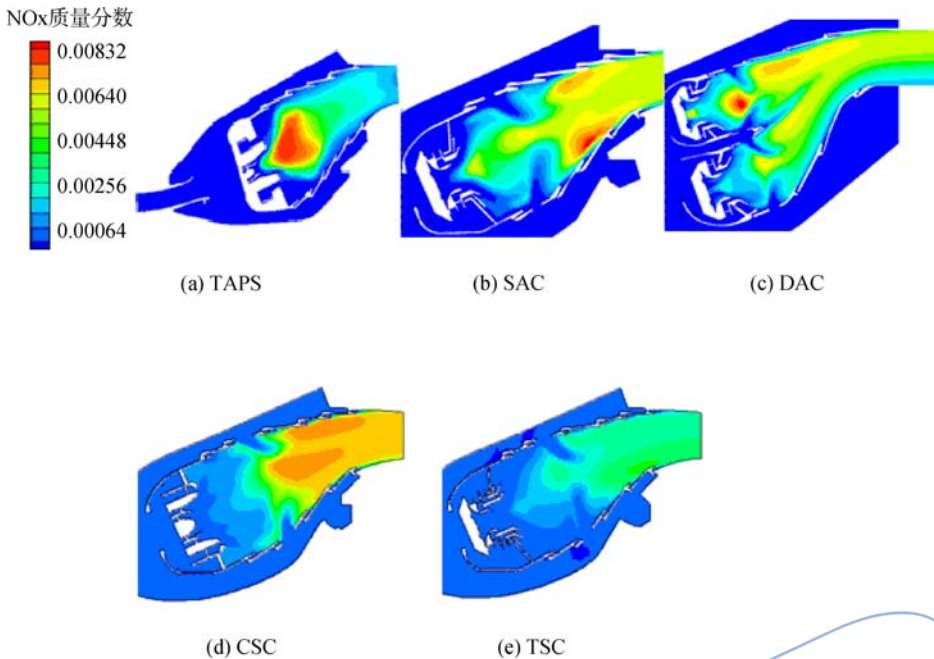


图 8 设计状态出口 NOx 质量分数分布
Fig. 8 Distribution of NOx mass fraction of exit at design state

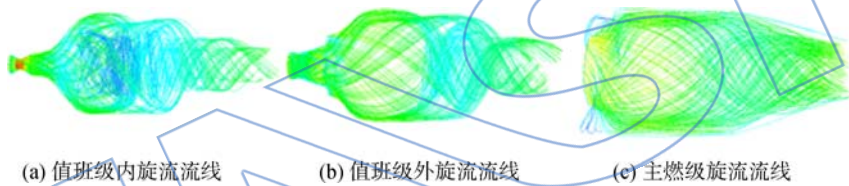


图 9 TAPS 流线图
Fig. 9 Streamline chart of TAPS combustor

矛盾.

2.3 燃烧室出口温度分布系数

设计状态时,SAC,DAC,TAPS,CSC 和 TSC 出口温度分布系数(outlet temperature distribution factor,OTDF)、出口径向温度分布系数(radial temperature distribution factor,RTDF)的对比如表 5 所示.

表 5 5 种燃烧室出口温度分布
Table 5 Outlet temperature distribution of five kinds of combustor

燃烧室类型	OTDF	RTDF
SAC	0.214	0.156
DAC	0.157	0.118
TAPS	0.140	0.116
CSC	0.138	0.092
TSC	0.162	0.106

从表 5 中数据可以发现,设计状态时,采用分层和分级燃烧的燃烧室 RTDF 都比 SAC 低,因此采用分层和分级燃烧的燃烧室不仅排放量较低,其出口温度分布也比 SAC 更好.

3 结 论

通过对 SAC,DAC,TAPS,CSC 及 TSC 五种燃烧室的设计方案的计算和比较,得出以下结论:

1) 采用分级燃烧的 DAC 慢车状态下 CO 排放量最低,其次是 CSC 和 SAC. 采用 DAC 在慢车状态下的 CO 排放量比 SAC 降低了近 62%,采用分层燃烧的 TAPS 在慢车状态下的 CO 排放量最高,TAPS 在慢车状态下的 CO 排放量比 SAC 上升了近 49%.

2) 采用分层燃烧的 TAPS 的 NOx 排放量最低,其次是 TSC 和 DAC. 采用 TAPS 的 NOx 排放量比 SAC 降低了 43.5%.

3) 采用分层和分级燃烧的燃烧室都可获得比 SAC 更低的出口温度分布系数.

采用分层燃烧的 TAPS 的技术优势十分明显,是一种很有发展前景的低污染燃烧室。

参考文献:

- [1] 尚守堂,程明,张军峰,等.低排放长寿命燃烧室关键技术分析[R].广东深圳:中国航空学会2007年学术年会,2007.
- [2] 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4分册 燃烧室设计与试验[M].北京:航空工业出版社,1991.
- [3] 李锋,程明,尚守堂,等.双环预混旋流与单、双环腔燃烧室性能对比[J].航空动力学报,2012,27(8):1681-1688.
LI Feng, CHENG Ming, SHANG Shoutang, et al. Capability compare of twin annular premixing swirler with the single annular and dual annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1681-1688. (in Chinese)
- [4] Mongia H C. TAPS: a 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [5] Mongia H C. Swirl cup modeling: Part II inlet boundary conditions[R]. AIAA-2003-1350, 2003.
- [6] McKinney R G. The Pratt & Whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology[R]. AIAA-2007-386, 2007.
- [7] Mongia H C. Recent progress in comprehensive modeling of gas turbine combustion[R]. AIAA-2008-1445, 2008.
- [8] Rizk N K, Mongia H C. Three-dimensional NO_x modeling for rich/lean combustor[R]. AIAA 93-0251, 1993.
- [9] Maier G, Wittig S. Fuel preparation and emission character of a pressure loaded LPP combustor[R]. AIAA 99-3774, 1999.
- [10] Michou Y, Chauvear C, Gokalp I. Experimental study of lean premixed and prevaporised turbulent spray combustion[R]. AIAA 99-0332, 1999.
- [11] Micklow G J, Roychoudhury S, Nguyen H L, et al. Emission reduction by varying the swirler air flow split in advanced gas turbine combustors[R]. ASME Paper 92-GT-110, 1992.
- [12] Zarzalis N, Joos F, Glaeser B. NO_x-reduction by rich-lean combustion[R]. AIAA 92-3339, 1992.
- [13] Colantonio R O. The applicability of jet-shear-layer mixing and effervescent atomization for low-NO_x combustors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 120(1): 17-23.
- [14] Bahr D W, Gleason C C. Experimental clean combustor program: Phase I final report[R]. NASA CR-134732, 1975.
- [15] Li G, Gutmark E J, Stankovic D. Experimental study of flameless combustion in gas turbine combustor[R]. AIAA 2006-546, 2006.
- [16] Flamme M. New combustion systems for gas turbines (NGT) [J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24 (11/12): 1551-1559.
- [17] Levy Y, Sherbaum V, Arfi P. Basic thermodynamics of FLOXCOM: the low-NO_x gas turbines adiabatic combustor[J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24 (11/12): 1593-1605.
- [18] Dhanuka S K. Unsteady aspects of lean premixed prevaporized (LPP) gas turbine combustors: flame-flame interaction[R]. AIAA-2010-1148, 2010.
- [19] Dhanuka S K. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor[R]. AIAA-2011-1243, 2011.
- [20] Dhanuka S K. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA-2008-4683, 2008.
- [21] 李锋,尚守堂,程明,等.双环腔燃烧室置换单环腔燃烧室可行性研究[J].航空动力学报,2008,23(1):145-149.
LI Feng, SHANG Shoutang, CHENG Ming, et al. Research on the feasibility of displacing the single annular combustor with a dual annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 145-149. (in Chinese)