

高温升三旋流燃烧室与双旋流燃烧室的性能对比

李 锋¹, 郭瑞卿¹, 尚守堂^{1,2}, 程 明^{1,2},
唐正府^{1,2}, 宋 博¹, 高贤智¹

(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院 燃烧设计室, 沈阳 110015)

摘 要: 采用参数化建模的方法, 保持扩压器尺寸、外机匣最大直径以及燃烧室出口尺寸与单环腔燃烧室(SAC)一致, 将燃烧室头部旋流器从双旋流结构设计为三旋流结构, 采用三维数值模拟的方法对双旋流燃烧室(DSC)和三旋流燃烧室(TSC)的流动和燃烧过程进行数值模拟。对比研究了两种燃烧室在高温升条件下的性能。结果表明: 传统的 DSC 已不能满足油气比为 0.037 的高温升燃烧室的燃烧效率等性能需求, TSC 可获得比 DSC 更高的总压恢复系数、燃烧效率以及温升, 更低的出口温度分布系数(OTDF)和径向出口温度分布系数(RTDF); 在油气比为 0.037 情况下, 设计的高温升 TSC 总压降在 5% 以内; OTDF 为 0.162, RTDF 为 0.106; 燃烧效率大于 99%。

关 键 词: 双旋流燃烧室; 三旋流燃烧室; 高温升燃烧室; 燃烧室性能预估; 参数化建模
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Performance comparison between high temperature rise triple-swirler combustor and double-swirler combustor

LI Feng¹, GUO Rui-qing¹, SHANG Shou-tang^{1,2}, CHENG Ming^{1,2},
TANG Zheng-fu^{1,2}, SONG Bo¹, GAO Xian-zhi¹

(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: With use of the parametric modeling method, when the size of diffuser, the maximum dimension of outer case and exit size of combustor were kept the same as single annular combustor (SAC), the combustor head swirler was redesigned from the double-swirler structure into triple-swirler structure; the three-dimensional flow and combustion processes of double-swirler combustor (DSC) and triple-swirler combustor (TSC) were numerically simulated, and the performance of two high temperature rise combustors were compared. The results indicate that, the traditional DSC cannot meet performance requirement such as combustion efficiency of high temperature rise combustion with fuel air ratio of 0.037; by using the TSC, the total pressure recovery coefficient, combustion efficiency and temperature rise can be improved compared with the DSC; the outlet temperature distribution factor (OTDF) and radial outlet temperature distribution factor (RTDF) of TSC is lower than that

收稿日期:2013-12-20

基金项目: 航天创新重点基金(CASC03); 航天支撑基金(13131001)

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。

of DSC. With fuel air ratio of 0.037, the total pressure drop of designed high temperature rise TSC is less than 5%, OTDF reaching 0.162, RTDF reaching 0.106, and combustion efficiency is more than 99%.

Key words: double-swirler combustor; triple-swirler combustor;
high temperature rise combustor; combustor performance prediction;
parametric modeling

为了提高发动机推质比,要求发动机燃烧室比当前燃烧室拥有更高的温升能力.表 1 和图 1 为国外不同推质比发动机的油气比及温升变化情况(图 1 中圆点上方的数值表示温升),可以发现即将服役和在研的发动机燃烧室温升水平将为 1400~1600 K^[1].如将服役的 F135 和 F136 发动机油气比为 0.046~0.047,温升为 1400 K 左右.在研的超高温升陶瓷燃烧室总油气比可以高达 0.062,温升为 1600 K^[2-5].

表 1 不同推质比发动机燃烧室的性能参数

Table 1 Engine combustor performance parameters of different thrust weight ratios

参数	数值			
推质比	8	10	12	15
进口温度/K	800	850	900	1000
出口温度/K	1650	1850	2000	2150
油气比	0.025	0.030	0.035	0.040

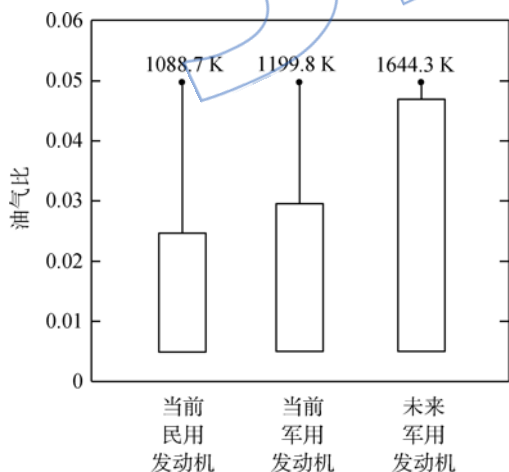


图 1 典型发动机的油气比

Fig. 1 Fuel air ratio of typical engine

从国内外的相关资料来看,分级分区复合燃烧是解决这一问题的重要方向,而多级旋流富油头部已被国内外研究证明是可行的方案^[6-13].图 2 给出了国外几种典型的高温升雾化喷嘴造型.



图 2 国外几种典型的高温升雾化喷嘴

Fig. 2 Several typical high temperature rise atomizers abroad

本文在研究参数化建模的基础上^[14-18],保持扩压器尺寸、外机匣最大直径以及燃烧室出口尺寸与 DSC 一致,将燃烧室头部旋流器从双旋流结构设计为三旋流结构,对比研究了两种燃烧室在高温升条件下的性能.

1 高温升燃烧室的参数化设计

高温升燃烧室的设计采用参数化建模的方法^[18],通过定义高温升燃烧室特征间的几何约束和尺寸约束,自动维护特征间的关联关系,实现高温升燃烧室的参数化设计,根据需求调整高温升燃烧室形状尺寸和位置尺寸等特征参数值,得到所需设计的双旋流和三旋流高温升燃烧室.

对于既定燃烧室的研究过程中涉及的变化参数有如下两部分:

旋流器部分包括径向旋流器的入口面积、旋流数(如图 3 所示).

火焰筒部分包括冷却气膜的面积(气膜缝宽度)、主燃孔面积及位置(轴向)、掺混孔面积及位置(轴向、周向分布)(如图 4 所示).基于参数化建模自动生成的网格如图 5 所示.

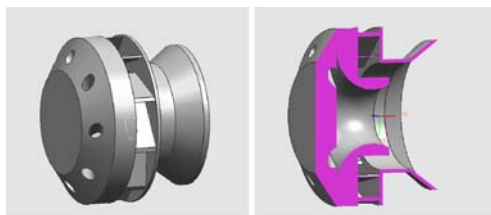


图 3 旋流器结构图

Fig. 3 Structural drawing of swirler

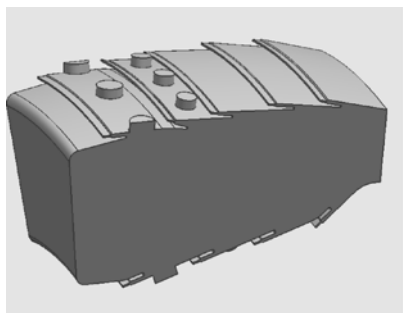


图 4 火焰筒结构图

Fig. 4 Structural drawing of burner inner liner



图 5 基于参数化建模自动生成的网格

Fig. 5 Automatically generated grid based on parametric model

2 高温升 TSC 设计

高温升 DSC 和 TSC 的 OTDF 和 RTDF 设计的性能要求如表 2 所示。

表 2 高温升燃烧室性能要求

Table 2 Performance requirements of high temperature rise combustor

参数	数值
燃烧效率 η_b	>0.99
总压降/%	5.0~6.0
扩压器压降/%	1.5
火焰筒压降/%	3.5
OTDF	0.15~0.2
RTDF	0.08~0.12

本文中的高温升 DSC 采用典型旋流杯结构,如图 6 所示(斜切径向旋流器)。内侧一级旋流器主要起燃油雾化作用,外侧二级旋流器下游形成稳定回流区,实现火焰稳定。同时,配合一级旋流器促进燃油雾化。

本文中所设计的高温升 TSC 的旋流器结构如图 7 所示,由 8 级斜孔主射流、10 级径向二次射流、10 级径向三次射流、文氏管和两级套筒组

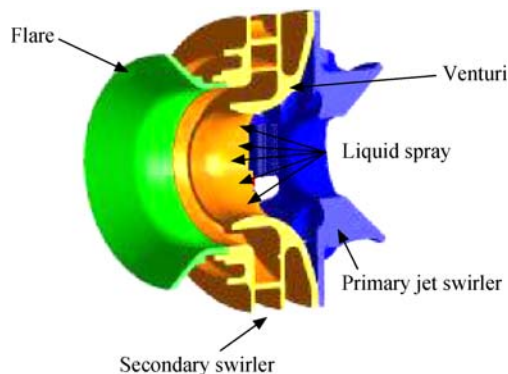


图 6 高温升 DSC 的旋流器

Fig. 6 Swirler of high temperature rise DSC

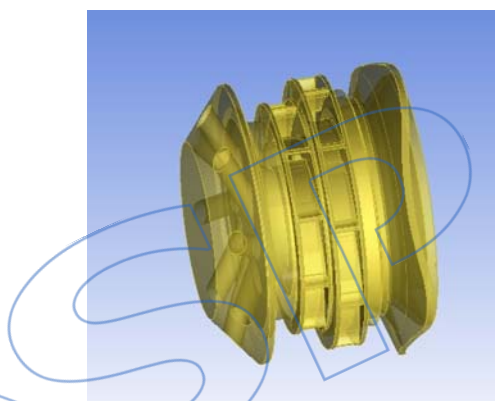


图 7 高温升 TSC 的旋流器

Fig. 7 Swirler of high temperature rise TSC

成。其中一级、二级旋流器主要起燃油雾化作用,三级旋流器主要起控制头部回流区大小的作用。同时,配合一级、二级旋流器促进燃油雾化。

3 数理模型

3.1 数理模型的建立

研究中采用了与文献[17]相同的湍流模型、喷雾模型、燃烧模型和辐射模型进行计算,文献[17]对该模型进行了试验验证,证实了其计算结果的可信度。为此,本文采用了与其相同的数理模型对不同结构的高温升 DSC 和 TSC 进行数值模拟和性能对比,为高温升燃烧室的改型设计提供参考意见。

3.2 边界条件

计算中,高温升 DSC 和 TSC 都采用流量进口边界条件和流量出口边界条件,侧壁设置为周期性边界条件,如表 3 及表 4 所示。参考压力点设置在扩压器入口;壁面非滑移;机匣以及扩压器壁面设为绝热壁面,其他壁面均设为辐射壁面,外部辐射率设为 0.8,内部辐射率设为 0.7,外部辐射

温度均设为 860 K. 对比研究中,油气比均取为高温升 TSC 的设计油气比(0.037).

表 3 进口边界条件
Table 3 Inlet boundary conditions

流量/ (kg/s)	温度/K	湍流强 度/%	湍流黏度 比/%
3.125	861	10	10

表 4 出口边界条件
Table 4 Outlet boundary conditions

位置	外环腔	火焰筒	内环腔 1	内环腔 2
流量/ (kg/s)	0.156	2.734	0.094	0.14

3.3 网格划分方法

本文中的高温升 DSC 计算域及计算网格如图 8 所示,高温升 TSC 计算域及计算网格如图 9 所示.

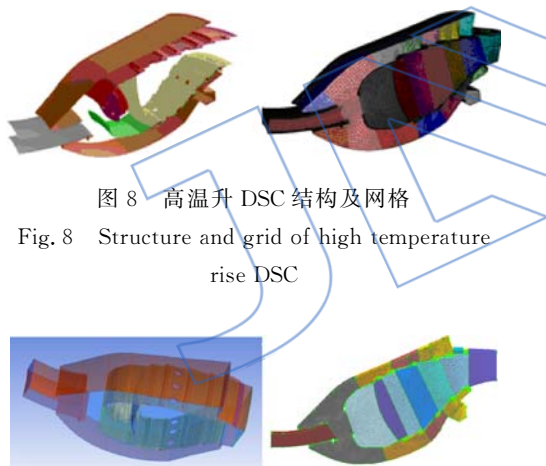


图 8 高温升 DSC 结构及网格
Fig. 8 Structure and grid of high temperature rise DSC

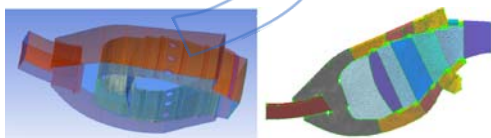


图 9 高温升 TSC 结构及网格
Fig. 9 Structure and grid of high temperature rise TSC

计算中,取高温升 DSC 的 20 个头部中的一个进行计算,分成 64 个体积,总网格数目为 166 万;取高温升 TSC 的 20 个头部中的一个进行计算,分成 84 个体积,总网格数目为 230 万.

4 高温升 DSC 和 TSC 的性能分析

4.1 高温升 DSC 和 TSC 总压恢复系数对比

对高温升 DSC 和 TSC 设计点的总压恢复系数进行了计算,其结果如表 5 所示.

表 5 高温升 DSC 和 TSC 的总压恢复系数
Table 5 Total pressure recovery coefficients of high temperature rise DSC and TSC

燃烧室 类型	总压恢复系数			
	外环腔 出口	火焰筒 出口	内环腔 出口 1	内环腔 出口 2
DSC	0.9827	0.9281	0.9815	0.9825
TSC	0.9858	0.9458	0.9857	0.9848

4.2 燃烧室出口温度分布

4.2.1 OTDF

对高温升 DSC 和 TSC 设计点的 OTDF 进行了计算,其结果如表 6 所示.

表 6 高温升 DSC 和 TSC 的 OTDFs
Table 6 OTDFs of high temperature rise DSC and TSC

燃烧室 类型	OTDF	
	设计工况	慢车工况
DSC	0.287	0.358
TSC	0.162	0.380

从表 6 中可以发现,高温升 TSC 在设计工况 OTDF 较 DSC 低出许多,在慢车工况 OTDF 较 DSC 稍高.

4.2.2 RTDF

高温升 TSC 的 RTDF 如图 10 所示,表 7 列出了高温升 DSC 和 TSC 的 RTDF.

从表 7 中可以发现,高温升 TSC 的 RTDF 比 DSC 低,且无论在设计工况还是在慢车工况均小于 0.12,因此更为符合高温升燃烧室对于 RTDF 的需求.从图 10 中还可以看出,高温升 TSC 在设

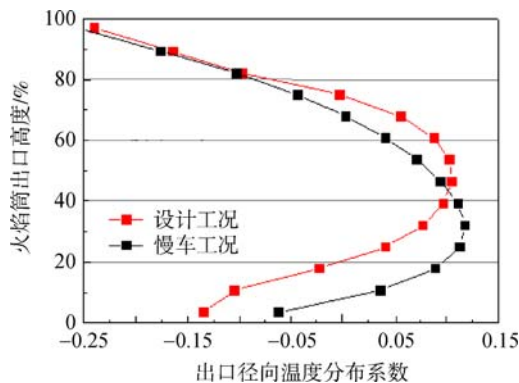


图 10 高温升 TSC 的 RTDF
Fig. 10 RTDF of high temperature rise TSC

表7 高温升 DSC 和 TSC 的 RTDF

Table 7 RTDF of high temperature rise DSC and TSC

燃烧室 类型	RTDF	
	设计工况	慢车工况
DSC	0.147	
TSC	0.106	0.118

计工况,其 RTDF 最大值位于火焰筒出口截面中间位置;慢车工况时,则位于火焰筒出口截面中间位置偏下,这一点是由于火焰筒的不对称受限所致,后期设计有必要对其进行改进。

4.3 高温升 DSC 和 TSC 的燃烧效率分析

采用航空煤油燃料,对高温升 DSC 和 TSC 的火焰筒内的燃烧效率进行了计算,计算结果如表 8 所示。

表8 高温升 DSC 和 TSC 的燃烧效率

Table 8 Combustion efficiencies of high temperature rise DSC and TSC

燃烧室 类型	燃烧效率/%	
	设计工况	慢车工况
TSC	99.3	99.4
DSC	93.2	

从表 8 可以看出,设计工况高温升 TSC 燃烧效率明显高于 DSC,且大于 99%,可以满足表 2 中的高温升燃烧室燃烧效率设计指标。高温升 TSC 在回流区内燃烧效率较低,随燃气向下游的运动,燃烧越来越充分,在掺混孔截面燃烧效率大部分已接近 100%,而 DSC 在掺混孔截面仍维持较低水平,在燃烧室出口燃烧效率只到达 93.2%,远不能满足新型高温升燃烧室的设计指标。由此可以说明,对于高温升燃烧室来说,设计高温升 TSC 相比现有 DSC 可在相同设计点达到更高燃烧效率。

5 结 论

通过对比高温升 TSC 及 DSC 两种燃烧室的性能,可初步得出了以下结论:

1) 在设计油气比(0.037)条件下,高温升 TSC 可获得比 DSC 更高的总压恢复系数、燃烧效率以及温升,更低的 OTDF 和 RTDF。

2) 高温升 TSC 的总压降在 5% 以内;OTDF 为 0.162,在设计指标 0.15~0.2 以内;RTDF 为

0.106,也处于设计指标 0.08~0.12 之间;燃烧效率大于 99%;采用高温升 TSC 可满足高温升燃烧室的若干设计指标。

3) 传统的 DSC 已不能满足油气比为 0.037 高温升燃烧室的燃烧效率等性能需求,对油气比为 0.037 或更高油气比燃烧室来说,由于传统旋流杯两级旋流空气流量限制,将导致燃油雾化性能变差,燃烧室冒烟量大大增加,燃烧效率下降,出口温度分布品质变差。

参考文献:

- [1] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustor[R]. AIAA 85-1292,1985.
- [2] Bahr D W. Design technology for future aircraft turbine engine combustors[R]. AIAA 79-1197,1979.
- [3] Dodds W. Engine technology development to address local air quality concerns[R]. Belgium: International Coordinating Council of Aerospace Industries Associations,2008.
- [4] 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.
- [5] 林宇震,林阳,张弛,等. 先进燃烧室分级燃烧空气流量分配的探讨[J]. 航空动力学报,2010,25(9):1923-1931.
LIN Yuzhen, LIN Yang, ZHANG Chi, et al. Discussion on combustion airflow distribution of advanced staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(9):1923-1931. (in Chinese)
- [6] Kress E J, Taylor J R, Dodds W J. Multiple swirler dome combustor for high temperature rise applications [R]. AIAA 90-2159,1990.
- [7] Donald W, Clifford C. Technology for the reduction of aircraft turbine engine pollutant emissions[R]. ICAS Paper No. 74-31,1974.
- [8] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers:Part I high ΔT [R]. AIAA-2011-107,2011.
- [9] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers:Part II high T_3 [R]. AIAA-2011-106,2011.
- [10] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part III 30 OPR [R]. AIAA-2011-5525,2011.
- [11] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part IV swirl cup [R]. AIAA-2011-5526,2011.
- [12] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part V 40 OPR [R]. AIAA-2011-5527,2011.
- [13] Mongia H C. Recent Advances in the development of combustor design tools[R]. AIAA-2003-4495,2003.
- [14] 桂元坤,莫蓉. 航空发动机复杂壳体类零件的参数化建模

- 方法研究[J]. 计算机工程与应用, 2003, 39(33): 212-214.
- GUI Yuankun, MO Rong. The parametric model method of complicated shell parts in aeroengine[J]. Computer Engineering and Applications, 2003, 39(33): 212-214. (in Chinese)
- [15] Mark K. Parametric design tool for gas turbine combustors from compressor exit to turbine inlet[R]. ASME Paper GT-2002-30090, 2002.
- [16] Charles E, Tangirala V. Multidisciplinary analysis and optimization of combustion subsystem using a network-centric approach[R]. AIAA-2001-1270, 2001.
- [17] 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)
- [18] LI Feng, SHANG Shoutang, GUO Ruiqing, et al. The combustor design and performance prediction based on parametric model[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 748-754.

JALSP