

文章编号: 1000 8055(2008)01-0145-05

双环腔燃烧室置换单环腔燃烧室可行性研究

李 锋¹, 尚守堂², 程 明², 彭浪清¹, 杨 晖¹, 宋 博¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 中国航空工业第一集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 在保持燃烧室的扩压器尺寸、外机匣最大直径以及燃烧室出口尺寸与单环腔燃烧室一致的前提下, 将燃烧室重新设计为径向分级的双环腔结构. 采用相同的物理模型, 用 Fluent 软件对单、双环腔主燃烧室分别进行全流程的三维数值模拟. 结果表明, 采用双环腔燃烧室, 可明显提高燃烧室的总压恢复系数、燃烧效率; 降低燃烧室出口温度分布系数、NO_x/CO 等污染的排放, 尤其是慢车状态下的 CO 排放. 用双环腔燃烧室置换单环腔燃烧室是可行的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 双环腔燃烧室; 单环腔燃烧室; 燃烧室设计; 燃烧数值模拟

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Research on the feasibility of displacing the single annular combustor with a dual annular combustor

LI Feng¹, SHANG Shoutang², CHENG Ming²,
PENG Langqing¹, YANG Hui¹, SONG Bo¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

China Aviation Industry Corporation I, Shenyang 110015, China)

Abstract: The combustor was redesigned into dual annular structure in radial direction, under the precondition that the diffuser, outer case and exit dimension are kept consistent with single annular combustor (SAC). With the help of the same physical models, a 3-D simulation for full-flow process in both SAC and dual annular combustor (DAC) was conducted in the Fluent code. By using the DAC, it shows that the total pressure recovery coefficient and combustion efficiency can be improved remarkably, the exit temperature distribution coefficient of the combustor and NO_x/CO emission, especially for CO emission under slow-running state, is reduced accordingly.

Key words: aerospace propulsion system; dual annular combustor (DAC);

single annular combustor (SAC); combustor design; combustion simulation

GE 和 P&W 公司的高效节能发动机(E³)燃烧室的研究结果表明, 采用分级燃烧能够改善火焰筒内部流场, 提高燃烧室性能和燃烧效率, 降低燃烧室的污染排放. 相对于单环腔燃烧室, 采用双

环腔燃烧室, 在性能方面至少可以降低耗油率 12%, 性能衰减率至少降低 50%, 在经济方面直接使用费至少减少 5%. 在环境指标上, 其噪声和排污要符合规定^[1-7].

收稿日期: 2007-01-04; 修订日期: 2007-03-06

基金项目: 航空基金(05C51033)

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

为了研究某中等推力发动机用双环腔燃烧室置换单环腔燃烧室的可行性,为发动机燃烧室的改进改型提供技术支撑,本文在保持主燃烧室的扩压器尺寸,外机匣最大直径尺寸以及燃烧室出口尺寸不变的前提下,将原来的单环腔火焰筒结构重新设计为径向分级的双环腔燃烧室结构.再采用相同的湍流模型、喷雾模型、燃烧模型、辐射模型以及 NO_x 排放模型,对单、双环腔燃烧室进行全流程三维数值模拟.通过对比单、双环腔燃烧室的计算结果,评估双环腔燃烧室置换单环腔燃烧室的可行性.

1 数理模的建立

1.1 物理模型的建立

单环腔燃烧室设计为内、外二股通道,双环腔燃烧室设计有三股通道,多的那股通道为位于预燃区和主燃区之间的中间通道,流量分配如图 1 及表 1 所示.采用 FLUENT 软件中的 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型、DDM 喷雾模型、PDF 燃烧模型、DO 辐射模型、热力 NO_x 排放模型进行计算^[1].

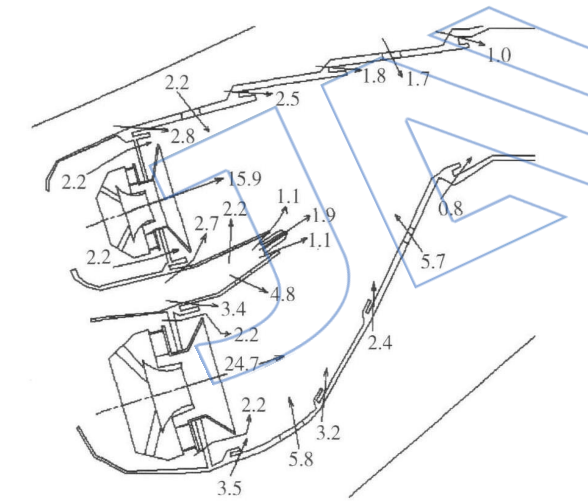


图 1 流量分配
Fig. 1 Flow distribution

表 1 流量分配
Table 1 Flow distribution

通道部位	流量分配/ %
外流通道	12
预燃区头部	20 3
中间通道	17 2
主燃区头部	29 1
内流通道	21 4

在进行单环腔燃烧室设计时,超过 60% 的空气量被分配到二股通道;而从表 1 双环腔燃烧室的流量分配中可以看出,进入三股通道的气量与进入头部的气量各占约 50%. 这种设计可以让头部适应更大的油气比变化.

1.2 网格划分和边界条件

1.2.1 计算域和网格划分

本文中单、双环腔燃烧室计算域如图 2 所示.

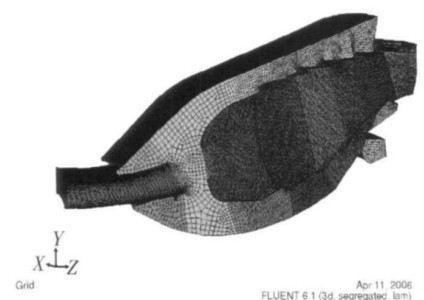


图 2 单、双环腔扇形燃烧室计算域
Fig. 2 SAC and DAC calculation area

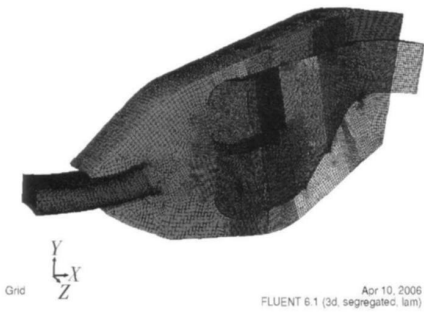
单环腔燃烧室共有 20 个头部,双环腔燃烧室设计为 30 个头部.本文中对单头部燃烧室的一个扇区进行建模和网格划分.建模中,将离散的气膜孔简化为等面积的环带.计算域包括前置扩压器、内外二股腔道(双环腔还包括中间通道)、双旋流进气装置、火焰筒.为了有效控制网格的疏密,对计算域进行了分区处理,整个计算域内单环腔共分成 64 个体积,双环腔共分成 87 个体积.针对每个体积的不同特点,采用了不同的格式,实现了在保证计算分辨率的前提下,获得高质量的三维贴体坐标网格.单环腔整个计算域网格数约为 166 万,双环腔为 173 万.计算网格如图 3 所示.

1.2.2 边界条件

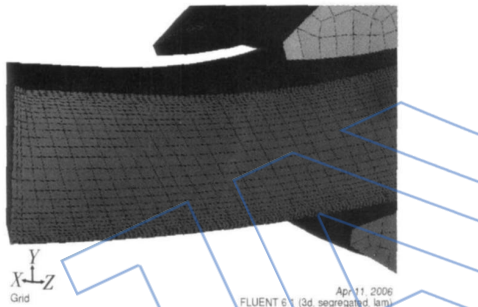
所有边界条件均按发动机设计点的工作参数设置.单、双环腔燃烧室采用相同的进、出口边界条件.对于单头部,在发动机设计状态下,主燃烧室的进口和出口边界条件(双环腔燃烧室设计中,将单环腔内环腔道的两个出口边界设计成一个出口边界)分别如表 2 和表 3 所示.



(a) 单环腔 18°扇形燃烧室计算域网格



(b) 双环腔 12°扇形燃烧室计算域网格



(c) 扩压器边界密化网格

图 3 三维贴体坐标网格
Fig. 3 SAC and DAC 3D grid

表 2 进口边界条件

Table 2 Inflow boundary condition

边界条件	单环腔	双环腔
流量/(kg/s)	3.125	2.083
温度/K	862	862
湍流强度/%	10	10
湍流粘度比/%	10	10

表 3 出口边界条件

Table 3 Outflow boundary condition

边界条件	单环腔出口/(kg/s)	双环腔出口/(kg/s)
外环腔出口	0.156	0.104
火焰筒出口	2.7318	1.8212
内环腔出口 1	0.0936	0.15573
内环腔出口 2	0.14	

整个流体域的侧壁均设置为旋转周期边界条件.参考压力设置为 3 388 MPa,参考压力点设置在扩压器入口.

为了进行喷雾、燃烧计算,在文氏管出口设置了中空的锥形喷雾,该圆锥的初始直径为 0.018 m(略小于文氏管出口直径),半锥角为 35°.参数设置如表 4 所示.

表 4 喷油参数

Table 4 Atomizer parameter

喷嘴	单环腔	双环腔	
	单油路	付油路	主油路
喷油量/(kg/s)	0.07311	0.01865	0.03008
燃油温度/K	400	400	400
喷油速度/(m/s)	40	40	40
SMD/ μm	40	40	40

2 燃烧室性能分析

2.1 总压恢复系数

总压恢复系数的计算结果如表 5 所示,从表中可以发现,双环腔燃烧室在内、外二股通道出口的总压恢复系数与单环腔燃烧室相当,但双环腔火焰筒出口的总压恢复系数却明显高于单环腔火焰筒出口的总压恢复系数.

表 5 设计点单、双环腔总压恢复系数

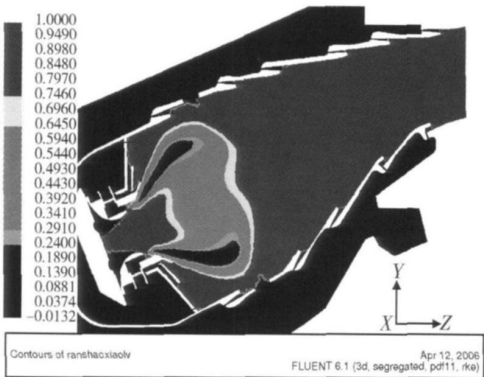
Table 5 Total pressure coefficient

总压恢复系数	单环腔	双环腔
外环腔出口	0.98272	0.97927
火焰筒出口	0.92812	0.94932
内环腔出口 1	0.98156	0.98206
内环腔出口 2	0.98251	

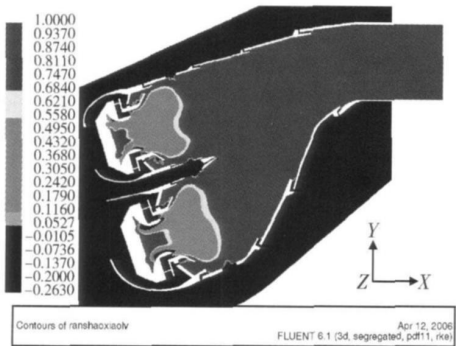
2.2 燃烧室效率

以航空煤油为燃料,火焰筒内燃烧效率分布如图 4 所示.

从图中可以发现,单、双环腔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,单环腔到掺混孔截面燃烧效率已达到 0.94~0.95,而双环腔燃烧更充分,在掺混孔截面燃烧效率已接近 1.在火焰筒出口平面,对燃烧效率进行流量平均的面积分,得到:单环腔 $\eta = 0.98553$,双环腔 $\eta = 0.99450$,可见,采用双环腔燃烧室,其燃烧更充分.



(a) 单环腔燃烧室



(b) 双环腔燃烧室

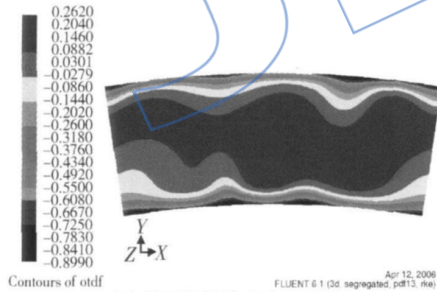
图 4 设计状态火焰筒内燃烧效率分布

Fig.4 Combustion efficiency

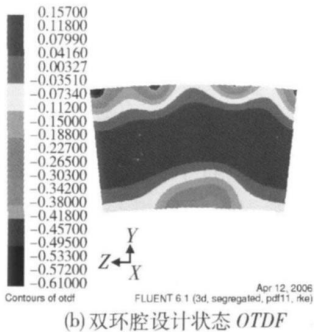
2.3 燃烧室出口温度分布

2.3.1 燃烧室出口周向温度分布系数(OTDF)

燃烧室出口周向温度分布系数参见图 5 及表 6.



(a) 单环腔设计状态 OTDF



(b) 双环腔设计状态 OTDF

图 5 火焰筒出口温度分布系数

Fig.5 Temperature distribution

表 6 单、双环腔燃烧室出口温度分布系数

Table 6 Temperature distribution coefficient

	OTDF
单环腔设计状态	0.262
双环腔设计状态	0.157

对比图 5 及表 6 中的数据, 双环腔燃烧室在设计状态时出口温度分布系数比单环腔低, 出口温度分布更均匀.

2.3.2 燃烧室出口径向温度分布系数(RTDF)

燃烧室出口径向温度分布系数参见图 6 及表 7.

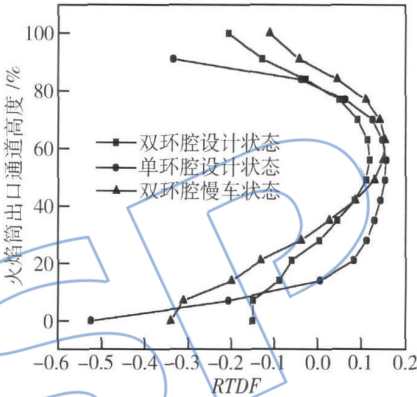


图 6 燃烧室出口径向温度分布系数

Fig.6 Temperature distribution

表 7 单、双环腔燃烧室出口径向温度分布系数

Table 7 Temperature distribution coefficient

	RTDF
单环腔设计状态	0.156
双环腔设计状态	0.118
双环腔慢车状态	0.154

从图 6 及表 7 中数据中可以发现, 双环腔燃烧室在设计状态时出口径向温度分布系数比单环腔低, 出口温度分布更均匀.

2.4 污染排放

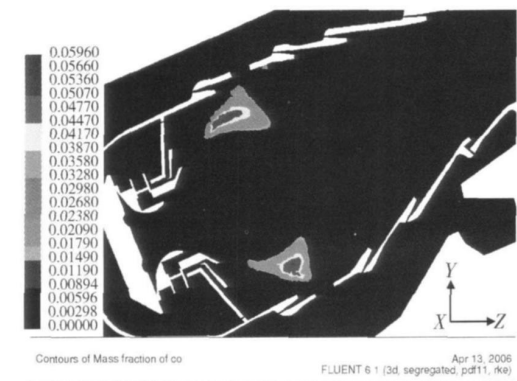
2.4.1 CO 排放

慢车状态时单、双环腔燃烧室出口 CO 排放参见图 7 及表 8.

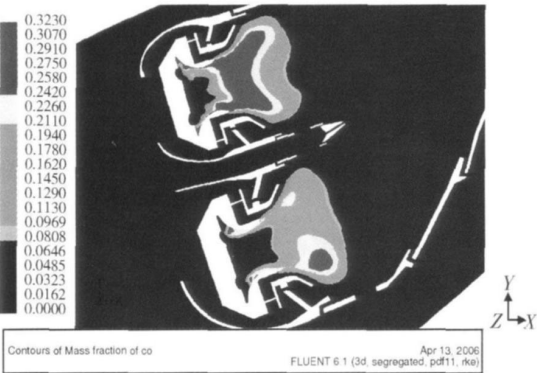
表 8 单、双环腔燃烧室 CO 排放

Table 8 CO emission

	CO/(g/kg 燃料)
单环腔慢车状态	22.77
双环腔慢车状态	8.49

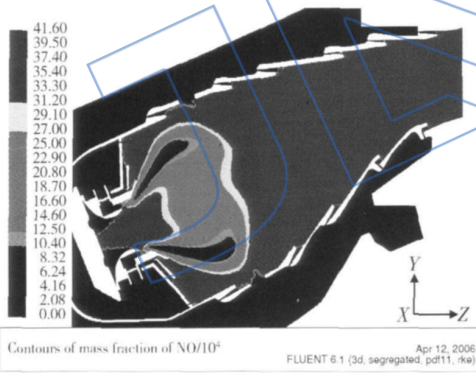


(a) 单环腔燃烧室

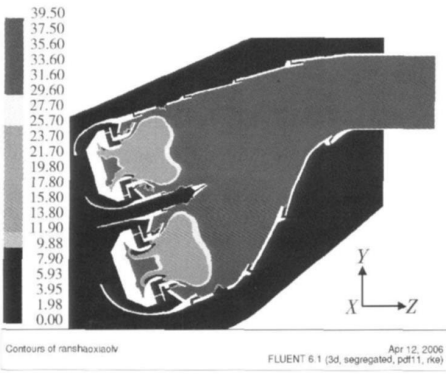


(b) 双环腔燃烧室

图 7 慢车状态时的 CO 质量分数分布
Fig.7 CO distribution



(a) 单环腔燃烧室



(b) 双环腔燃烧室

图 8 设计状态时的 NOx 质量分数分布
Fig.8 NOx distribution

CO 主要在头部低温富油区域产生. 由于双环腔燃烧室采用了头部贫油设计, 而且分区燃烧改善了火焰筒内部流场, 进而减少了中间产物 CH₄, CO 的生成. 从图 7 及表 8 中数据中可以发现, 双环腔慢车状态下的 CO 排放比单环腔降低近 63%.

2. 4. 2 NO_x 排放

设计状态时单、双环腔燃烧室出口 NO_x 排放如图 8 及表 9 所示.

表 9 设计状态单、双环腔燃烧室的 NO_x 排放

Table 9 NO _x emission	
NO _x / (g/kg 燃料)	
单环腔设计状态	40.98
双环腔设计状态	31.64

分区燃烧改善了火焰筒内部流场, 不但能够更好的混合油气, 同时由于燃烧能在主、预燃区进行, 高温区域也得到减小, 从图 8 及表 9 中数据中可以发现, 双环腔设计状态下的 NO_x 排放值比单环腔要降低了近 23%, 可明显降低 NO_x 排放.

3 结 论

通过对比单、双环腔燃烧室计算结果, 双环腔火焰筒出口的总压恢复系数、燃烧效率比单环腔高; 出口温度分布系数明显比单环腔小; 慢车状态下, CO 排放水平明显比单环腔低; 设计状态下, NO_x 排放水平比单环腔低. 因此, 对于本文所研究的发动机, 用双环腔燃烧室置换单环腔燃烧室的方法是可行的, 可以明显改善发动机的性能.

参考文献:

[1] Rizk N K, Mongia H C. Three dimensional emission modeling for diffusion flame, rich/lean, and lean gas turbine combustor[R]. AIAA-93-2338, 1993.

[2] Fuller E J, Smith C E. CFD analysis of a research gas turbine combustor primary zone[R]. AIAA-94-2768, 1994.

[3] Turner M G. High fidelity 3D turbofan engine simulation with emphasis on turbomachinery combustor coupling [R]. AIAA-2002-3769, 2002.

[4] Cline M C. Computation of the flow field in an annular gas turbine combustor[R]. AIAA-93-2074, 1993.

[5] Zelina M. Low emissions gas turbine combustor development using sector and full annular rigs [R]. AIAA-98-3528, 1998.

[6] Hukam C, Mogia H C. Aero thermal design and analysis of gas turbine combustion systems: current status and future direction [R]. AIAA-98-3982, 1998.

[7] FLUENT 公司. FLUENT 用户手册 [M]. 刘奇, 译. 北京: 北京理工大学出版社, 2003.