

文章编号: 100028055(2010) 062125 206

单环腔中心分级燃烧室流场数值模拟

刘殿春¹, 董玉玺¹, 尚守堂^{1,2}, 程 明^{1,2}, 尚明智¹

(1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用标准 $k\epsilon$ 模型对旋流器几何参数改变给单环腔中心分级(SACS)燃烧室冷态流场带来的影响进行了数值模拟. 计算结果表明, 值班级旋流器旋向对 SACS 燃烧室流场的影响很小; 分别调整三级旋流器旋流角时, 外旋流器旋流角变化给 SACS 燃烧室流场带来的影响最大. 因此, 外旋流器是决定 SACS 燃烧室气流结构的关键因素.

关键词: 中心分级; 燃烧室; 流场; 数值模拟; 旋流器

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical simulation of the flow field in a single annular concentric staged combustor

LIU Dian2chun¹, DONG Yu2xi¹, SHANG Shou2tang^{1,2},
CHENG Ming^{1,2}, SHANG Ming2zhi¹

(1. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. School of Jet Propulsion,

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

Abstract: Influences of swirler parameters for a single annular concentric staged(SACS) combustor on non2reacting flow field in the SACS combustor were investigated computation2 ally using standard $k\epsilon$ model. The computational results indicate that, the influences of swir2 ling directions of the pilot swirlers on the flow field in the SACS combustor are insignificant. Influences of outer swirler on the flow field in the SACS combustor are significant when the vane angles of the three swirlers in the SACS are adjusted. Therefore, the outer swirler is a key factor to the flow structure forming in the SACS combustor.

Key words: concentric staging; combustor; flow field; numerical simulation; swirler

随着航空发动机性能的提高, 燃烧室内的温度和压力水平越来越高, 该趋势易使发动机产生更多的 NO_x . 为满足越来越严格的污染排放标准, 必须要设计出新型的燃烧室. 首先, 工程人员提出了一种双环腔燃烧室(DAC)设计方案. DAC 燃烧室包括两级喷射头部, 其中一级是为大功率状态设计的, 它可以使燃气的滞留时间更短; 另一

级为慢车和小功率状态而设计, 它的根本目的是用来保证燃烧的稳定性. 尽管 DAC 燃烧室的 NO_x 排放比常规燃烧室低一些, 但由于燃烧室的出口温度分布不均匀, 它并不是一种令人满意的方案^[25]. 因此, 研究者又把目光投向其他方案, 例如贫油预混预蒸发(LPP)或富油燃烧2猝熄2贫油燃烧(RQL)燃烧室方案. 采用 LPP 燃烧室方案之

收稿日期: 20090207; 修订日期: 20091227

基金项目: 航空科学基金(2007ZB06001)

作者简介: 刘殿春(1976-), 男, 辽宁凌源人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机主燃烧室设计研究

后,又有新的问题出现:其中一个典型问题是慢车或低功率状态燃烧不稳定,并导致贫油熄火,火焰也常常会不稳定;另一个问题是,预混通道内可能出现回火现象. RQL 燃烧室虽然不存在这些问题,但某个区域的油气比(FAR)会非常高,因此,会造成 CO、未燃碳氢化合物(UHC)和碳烟粒子的浓度很大. 本文所研究的单环腔中心分级(SACS)燃烧室集成了稳定的值班燃烧区和低 FAR 主燃烧区的技术优点^[210].

新燃烧室方案的优化需要大量的试验验证,同时,数值仿真手段也能为设计提供重要帮助. 目前,已能够对大涡结构进行非稳态的数值仿真,但开展大范围内变化的几何或物理参数的大涡模拟计算,需要的计算时间将会很长. 本文将采用 RANS 模拟研究旋流器几何参数对燃烧室冷态流场的影响.

1 数值模拟方法

1.1 几何模型和网格划分

图 1 为本文所研究的多级旋流器结构和计算模型示意图. 采用这种能够实现中心分级的多级旋流器进行头部燃烧组织的燃烧室称为 SACS 燃烧室. SACS 燃烧室是一种新型分级燃烧室,中心分级指的是值班级和主燃级采用同心圆的方式进行内部分级. SACS 燃烧室利用值班级和主级的两组旋流器分别产生两股共轴的环形旋转射流. 除了冷却燃烧室头部和火焰筒壁面所需的冷却空气外,其余空气都经旋流器进入燃烧室内部. 值班级和主级的分级在多级旋流器结构内部完成. 小功率状态只值班级供油;大功率状态值班级和主级同时供油,此时值班级供油量占总供油量的 5%~ 10%^[1]. 在常规燃烧室中,点燃前富油掺混,点燃后转为贫油,在油气混合物从前向后流动和燃烧由富油向贫油转换过程中,由于燃烧温度高,将产生大量 NO_x. 在 SACS 燃烧室中,燃烧开始初期,强力的双环预混旋流器使得油/气掺混的非常好,油气混合物在从前向后流动和燃烧过程中,富油向贫油转换的过程短,不仅 NO_x 能比常规燃烧室减少 50%,燃烧室工作温度还能比现有燃烧室降低 200 K 左右^[2].

本文主要对带有一个多级旋流器的简化单头部燃烧室模型进行数值模拟. 进口采用直径为 120 mm 的圆形进气段引导,火焰筒部分采用 120 mm@120 mm 矩形筒体(排气段),出口带有收敛段的延伸筒体. 对计算模型中的关键部件旋

流器部分划分的网格如图 2 所示.

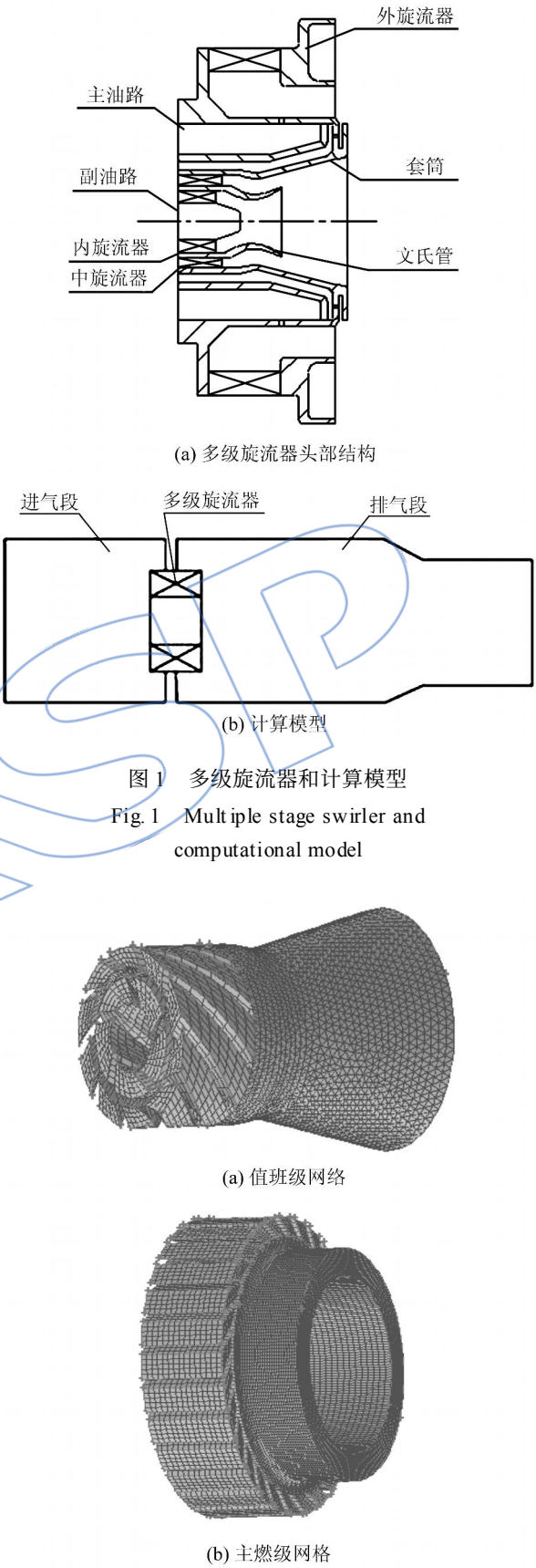


图 2 旋流器计算网格
Fig. 2 Computational grids of the swirler

11 2 计算方法

采用 Fluent 软件模拟三维 SACS 燃烧室冷态流场随旋流器几何参数的变化规律. 在计算模型的控制方程中, 湍流模型采用标准 k2E 模型, 壁面处理采用标准壁面函数. 对流场中存在的非线性问题采用欠松弛方法, 应用有限体积法对控制方程进行离散^[1]. 压力速度耦合采用 SIMPLE (semi2implicit method for pressure2linked equa2tions) 算法, 求解器采用分离求解器, 求解残差< 1 @10⁻⁵.

11 3 主要边界条件

计算采用的工作压力为 3. 032 MPa; 介质为空气, 密度为 13. 5 kg/ m³. 进口边界条件在进气

段筒体入口给定, 采用 9. 5 m/ s 的速度进口; 燃烧室出口边界采用自由流出边界(outflow)条件.

2 计算结果和讨论

由于影响冷态流场的因素很多, 本文主要选取有代表性的因素, 即值班旋流器的旋向、三级旋流器的旋流角改变对流场的影响进行研究和讨论, 表 1 给出了所研究模型及其基本参数.

21 1 基准型结果分析

运用确定的上述计算方法对基准型(即方案 J)进行了计算. 空气流经头部旋流器后, 在三级旋流器的综合作用下, 旋流器出口下游形成了中心回流区, 其典型流动分布如图 3 所示.

表 1 数值仿真模型及其主要参数

Table 1 Models for numerical simulation and their primary parameters

研究方案	叶片安装角/(b)			叶片通道喉道面积/ mm ²			旋流数		
	H	H ₂	H ₃	S ₁	S ₂	S ₃	S _{N1}	S _{N2}	S _{N3}
基准型(方案 J)	+ 50	- 45	+ 45	1420	68. 33	58. 13	1. 05	1. 0	0. 8
改变旋向(方案 X)	+ 50	- 45	- 45	1420	68. 33	58. 13	1. 05	1. 0	0. 8
内旋角度(方案 N)	+ 50	- 45	+ 55	1420	68. 33	49. 54	1. 05	1. 0	1. 10
中旋角度(方案 Z)	+ 50	- 55	+ 45	1420	60. 97	58. 13	1. 05	1. 2	0. 8
外旋角度(方案 W)	+ 60	- 45	+ 45	1278	68. 33	58. 13	1. 25	1. 0	0. 8

注: 下标 1, 2, 3 代表外、中、内旋流器; / + 0 代表逆航向逆时针; / - 0 代表逆航向顺时针.

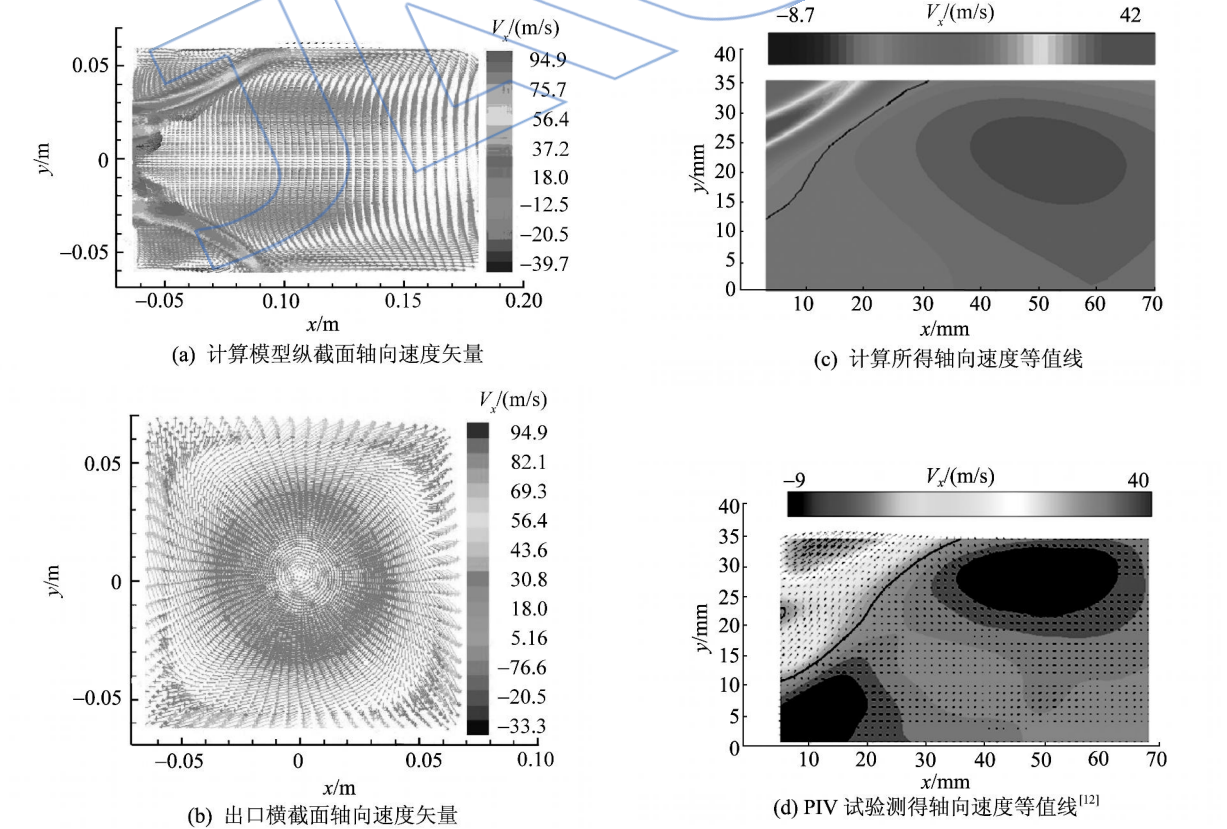


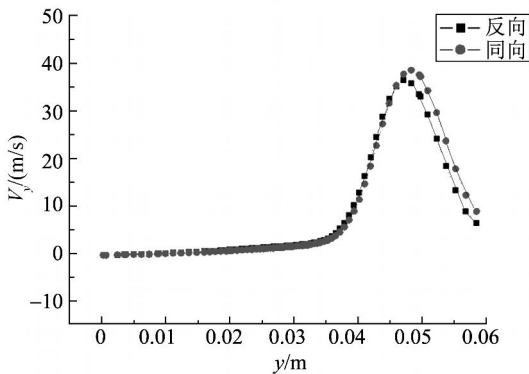
图 3 方案 J 轴向速度分布
Fig. 3 Axial velocity distributions of model J

图 3(a) 示出了气流经过旋流器自动分配后向旋流器下游发展, 并在单管燃烧室内形成回流区的轴向速度矢量分布情况. 可以观察到, 旋流器下游形成了明显的上下两个对称的旋涡, 并构成了一个大的回流区. 图 3(b) 示出了旋流器出口横截面的轴向速度矢量分布情况, 从图中可观察到, 出口横截面上的速度分布有明显的梯度, 在火焰筒中心存在明显的负速度区.

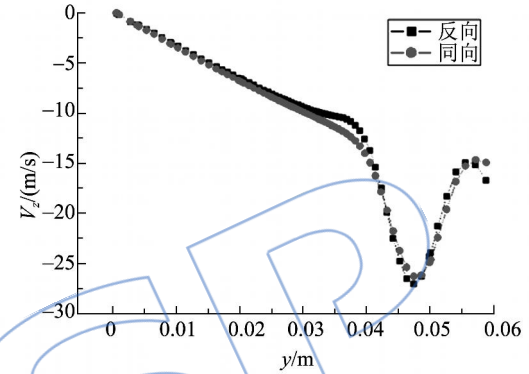
图 3(c) 和图 3(d) 对计算所得的速度等值线和用粒子图像测速仪(PIV)测得的速度等值线进行了定性比较, 从图中可以观察到, 计算结果与试验结果的发展趋势一致, 涡心位置大致相同, 回流区的大小及其位置也吻合得很好. 计算结果与试验结果发展趋势的吻合说明所采用的数值仿真方法基本可靠, 由于所比较的两种结构有细微差异, 本文不进一步对各个截面的速度进行定量比较.

2.1.2 旋向影响

在采用双旋流结构进行头部燃烧组织的常规燃烧室中, 两级旋流器的旋向对气流结构有重要影响. 因此, 本文模拟了不同旋向的值班级旋流器对 SACS 燃烧室流场的影响. 对值班两级旋流器同向和反向旋转两种模型, 即方案 J 和方案 X 两种结构进行数值模拟, 计算结果如图 4 所示.



(c) A截面径向速度分布



(d) A截面切向速度分布

图 4 值班旋流器旋向对流场影响

Fig. 4 Influences of pilot swirler swirling directions on flow field

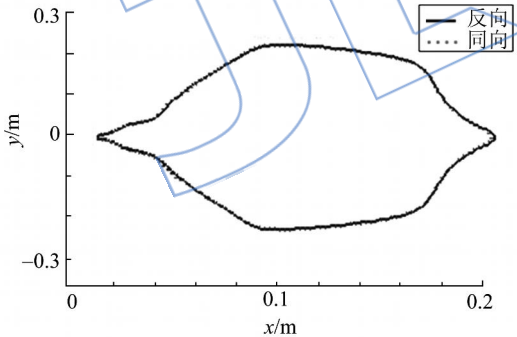
图 4(a) 是用轴向速度为 0.00 的边界描绘出的回流区结构. 由图 4(a) 可观察到, 方案 J 和方案 X 的回流区形状和位置一致, 回流区尺度无明显差异. 方案 X 的回流区长度比方案 J 的回流区长度短, 但不到总长度的 1%, 直径无明显变化.

为了便于分析, 定义横向坐标 $x = 75\text{ mm}$ 的截面为特征截面 A, 截面 A 的轴向、径向和切向速度分布如图 4(b) ~ (d) 所示. 比较两种模型 A 截面的各向速度变化可观察到, 两模型的 A 截面速度随径向位置的变化规律一致, 峰值位置和峰值大小无明显区别. 内旋流器旋向改变对 SACS 燃烧室特征截面 A 的速度分布影响不显著.

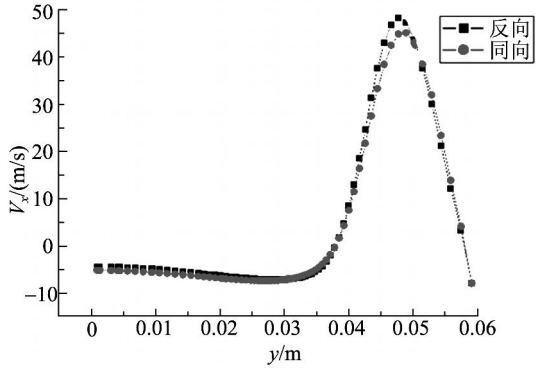
综合以上分析可知, 值班级旋流器旋向对 SACS 燃烧室的冷态流场无明显影响, 这种影响在流场研究过程中几乎可忽略不计.

2.1.3 旋流角影响

在 SACS 燃烧室中, 三级旋流器的流量分配和旋流数匹配是气流结构和燃烧组织的关键, 而流量分配和旋流数匹配是通过三级旋流器的旋流角实现的, 本文通过改变三级旋流器旋流角研究



(a) $z=0$ 截面的回流区尺度



(b) A截面轴向速度分布

关键几何参数对流场的影响.

图 5~ 图 7 将几种改变旋流角方案的计算结果与基准方案进行了比较分析. 图中的回流区边界仍采用轴向速度为 0 的流线划分. 速度分布指特征截面 A 上的轴向、径向和切向速度分布. 从图 5(a) 可观察到, 仅改变内旋流器角度后, 方案 J ($H=45^\circ$) 和方案 N ($H=55^\circ$) 两种模型都有明显的回流区出现, 且回流区位置一致. 虽然两种模型的内旋流器角度相差达到 10° , 但回流区尺度吻合得很好. 比较两种方案的回流区分布图可发现, 直径无明显差异, 方案 J 的回流区长度比方案 N 的回流区长度短 4.2% 左右.

特征截面 A 的各向速度分布如图 5(b)~ (d) 所示. 从两种模型 A 截面的轴向、径向和切向速度变化方面考查, 两种模型 A 截面速度随径向位置的变化趋势完全一致, 峰值位置和峰值大小变化微小. 内旋流器角度改变对 A 截面速度分布影响不显著.

综合分析可知, 内旋流器角度改变对回流区大小和各向速度分布有一定影响, 但幅度不大, 在 10° 范围内变化不会使整个燃烧室内的气流结构发生非常明显的变化, 即内旋流器角度不是 SACs 燃烧室流场结构的决定性因素.

图 6(a) 给出了仅改变中旋流器旋流角, 其他几何参数保持不变的两种模型的回流区分布比较. 结果表明, 方案 J ($H=45^\circ$) 和方案 Z ($H=55^\circ$) 的回流区形状和位置一致, 涡心位置基本相同. 比较两种模型的回流区尺度发现, 回流区直径变化不显著, 方案 J 的回流区长度比方案 Z 的回流区长度短 4.7% 左右.

两种模型特征截面 A 的各向速度分布如图 6(b)~ (d) 所示. 从截面 A 的轴向、径向和切向速度变化分析, 两种模型截面 A 的速度随径向位置的变化趋势吻合得非常好, 峰值位置和峰值大小变化极小.

总的来看, 中旋流器角度在 10° 范围内改变对回流区尺度有小幅影响, 对特征截面的速度分布影响极小, 不会给流场带来明显影响.

仅改变外旋流器旋流角, 其他几何参数保持不变的两种模型, 即方案 J ($H=50^\circ$) 和方案 W ($H=60^\circ$) 的回流区特性比较如图 7 所示. 从图 7(a) 可观察到, 方案 J 和方案 W 的回流区形状有明显差别. 比较涡心至旋流器出口的距离发现, 方案 J 的比方案 W 的大, 这说明外旋流器旋流角增大会使涡心位置前移, 反之, 角度减小会使涡心位

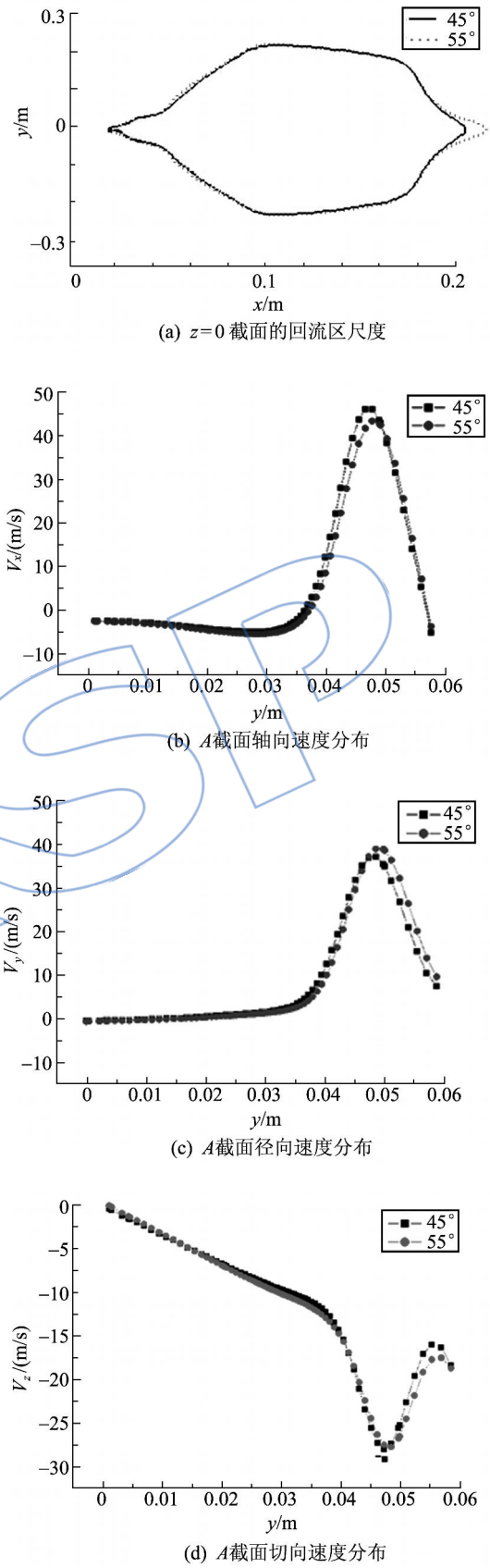
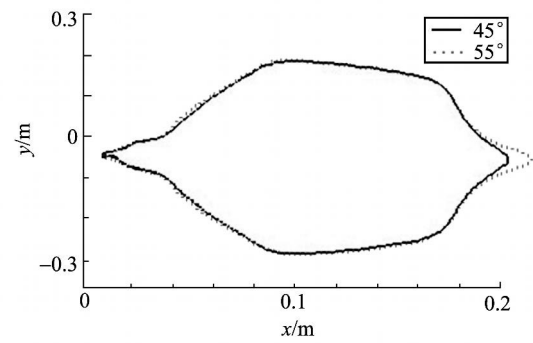
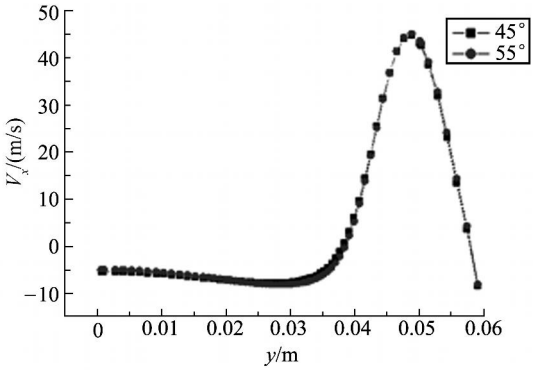


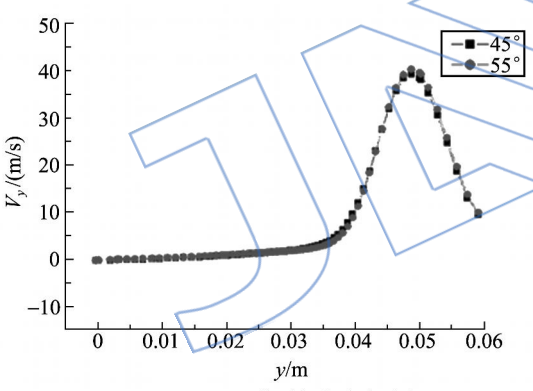
图 5 内旋流器角度对回流区影响
Fig. 5 Influences of vane angles for inner swirler on recirculation zone



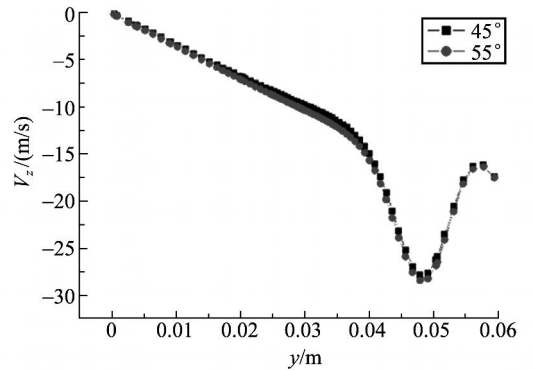
(a) $z=0$ 截面的回流区尺度



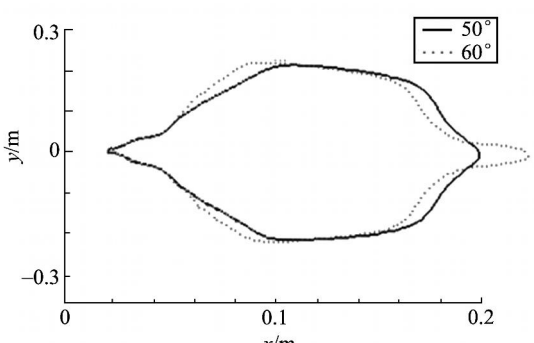
(b) A截面轴向速度分布



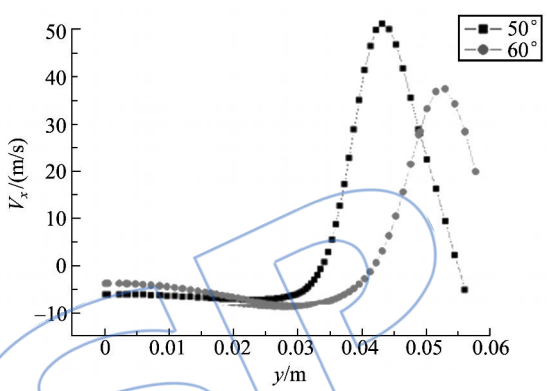
(c) A截面径向速度分布



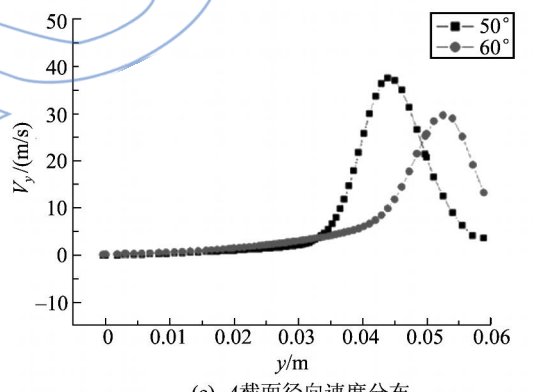
(d) A截面切向速度分布



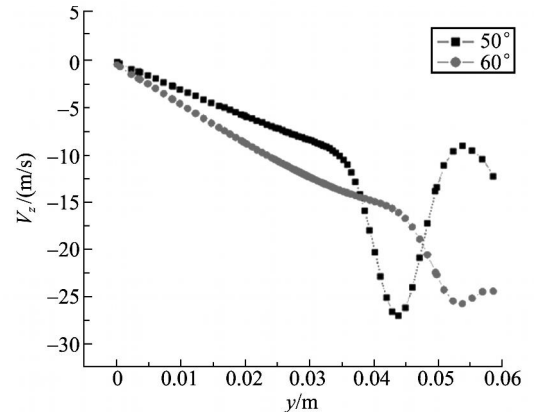
(a) $z=0$ 截面的回流区尺度



(b) A截面轴向速度分布



(c) A截面径向速度分布



(d) A截面切向速度分布

图 6 中旋流器角度对回流区尺度的影响

Fig. 6 Influences of vane angles for intermediate swirler on recirculation zone

图 7 外旋流器角度对回流区尺度的影响

Fig. 7 Influences of vane angles for outer swirler on recirculation zone

置后移.两种模型相比,回流区直径明显不同,方案W的回流区直径比方案J的回流区直径大3.5%左右,最大直径的位置相对前移.整个回流区的容积明显增大,方案W的回流区长度比方案J的回流区长度长10%.两个方案特征截面A的各向速度分布都有明显差别,轴向和径向速度在大角度时的峰值大,且峰值位置向径向坐标绝对值大的方向移动.两种方案截面A的切向速度也有明显差别,两种方案的速度分布沿径向坐标的变化趋势不一致.外旋流器角度改变对SACS燃烧室流场有明显影响.

综合以上分析看出,三级旋流器的旋流角改变对SACS燃烧室流场都有一定影响.外旋流器对流场的作用最强,中旋流器和内旋流器的作用效果相对较小.产生这种效果的原因有两个方面,一是外旋流器的流量占旋流器进气总量的比例相对较大,三级旋流器旋流角改变会使流量分配发生变化,外旋流器角度变化使流量变化最大,因此气流结构变化也最明显;另一方面,三级旋流器的旋流角改变会导致各级旋流器的旋流数发生变化,外旋流器旋流角改变时,由于流量比较大,即使旋流数变化幅度相同,流量大的外旋流器对流场的综合作用也最强,因此,外旋流器角度变化时,在流量和旋流数的综合作用下,流场的变化相应会更大些.

3 结 论

本文应用三维数值模拟方法,对三级旋流器几何参数改变给SACS燃烧室的冷态流场带来的影响进行了数值模拟研究,结果表明:值班级旋流器同向或反向旋转对SACS燃烧室流场的影响不显著,可不作为气流结构研究的重点;三级旋流器的旋流角改变对SACS燃烧室的流场都有影响,其中外旋流器的影响作用最强,其他两级旋流器

角度改变影响效果不显著.因此,外旋流器是决定SACS燃烧室气流结构的关键,后续研究工作中,外旋流器应作为研究重点.

参考文献:

- [1] Mongia H C. TAPS2A 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA Paper 2002-2657, 2003.
- [2] SHI Jiarong, XU Huasheng. Designing features and critical technologies for civil aer engine combustor[C]//Propulsion Branch of the Aeronautic and Astronautic Acad. Shenzhen, China: [s. n.], 2007.
- [3] Stouffer S D, Ballal D R, Zelina J, et al. Development and combustion performance of a high pressure WSR and TAPS combustor[R]. AIAA Paper 2002-1416, 2005.
- [4] Mongia H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustors[R]. AIAA Paper 2004-156, 2004.
- [5] Mongia H C. A synopsis of gas turbine combustor design methodology evolution of last 25 years[R]. ISABE2002-1086, 2001.
- [6] Martin B L, Ashwani K G. Twin fluid atomization and novel lifted swirl stabilized spray flame[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 344-357.
- [7] David L B, Clifford E S. Transient lean blowout modeling of an aero low emission fuel injector[R]. AIAA 2003-24520, 2003.
- [8] Jun K, Quang V N. Observation of turbulent mixing in lean direct injection combustion at elevated pressure[J]. AIAA Journal, 2008, 46(12): 3116-3127.
- [9] Stubbs R M, Liu N S. Preview of the national combustion code[R]. AIAA 97-3314, 1997.
- [10] Launder B E, Spalding D B. The numerical computation of turbulent flows[J]. Computer Method in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3(2): 269-289.
- [11] 王福军. 计算流体力学分析) CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [12] Sulabh K D, James F D, Mongia H C. Instantaneous flow structure in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA Paper 2002-4683, 2008.