

【航空科学与工程研究】

主燃级扩张角对中心分级燃烧室性能的影响

马 钰, 王成军, 里海洋, 于建桥

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁 沈阳 110136)

摘 要:以三级旋流器的中心分级燃烧室为研究对象,采用数值模拟的方法研究了主燃级扩张角对中心分级燃烧室性能的影响。在保证旋流器结构其他参数不变的前提下,改变主燃级扩张角,基于此设计了 4 种方案:扩张角分别为 0° 、 15° 、 20° 和 30° 。结果表明:4 种方案均形成了中心回流区,当主燃级扩张角为 15° 和 20° 时,中心回流区形状较好,燃烧室出口平均温度、最高温度以及最低温度都处于较好范围内。研究证明,选择合适的主燃级扩张角大小能够提高中心分级燃烧室的燃烧性能。

关键词:数值模拟;旋流器;扩张角;中心回流区

中图分类号: V 231.2 **文献标识码:** A **DOI:**10.13486/j.cnki.1673-2618.2022.06.004

燃气轮机高温升、高推重比、低污染物排放的发展趋势,对燃烧室部件的各类性能指标提出了更高的要求^[1]。在燃烧室中,旋流器使得气流旋转,形成回流区,强化湍流,实现燃油与空气的快速掺混,并保证火焰稳定。旋流器特征参数(包括旋向组合、叶片安装角角度、旋流数等)都会影响燃烧室的燃烧性能^[2-3]。

中心分级燃烧技术可以很好地满足燃气轮机高温升和低污染的要求,针对中心分级燃烧室中旋流器对燃烧室燃烧性能的影响,研究人员开展了大量研究。高伟伟等利用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型分析三级旋流器的特征参数(旋向组合方式及旋流数)对中心分级燃烧室燃烧性能的影响,并对 12 种不同的方案进行了比较,选出了最优的三级旋流器匹配方案^[4]。针对三级旋流器所形成回流区,蒋波等利用 PIV 测试技术进行研究,结果表明回流区流场结构受内级和外级旋流器旋流数共同影响,且存在最佳匹配方式^[5]。张中飞等针对三级旋流器下高温升中心分级燃烧室的贫油熄火特性进行研究,结果表明旋流器叶片安装角对贫油熄火性能影响较为显著^[6]。Lazik 等针对三级旋流器燃烧室的流场性能进行研究,获得了不同三级旋流器结构的流场特性,结果表明旋流器结构的合理设计可以改善流场性能^[7]。Mansour 等对三级旋流器燃烧室的油雾场分布进行了试验,结果表明,对于燃烧室雾化后的燃油分布以及形成流场,三级旋流技术具有重要作用^[8]。Li 等利用 PIV 测试技术研究了不同气动参数下三级旋流器燃烧室的流场特性,发现旋流叶片的参数对燃烧室回流区影响较大^[9]。综上所述,旋流器的特征参数对燃烧室的燃烧性能具有重要影响。目前,国内外对旋流器的结构研究种类较多,但主燃级扩张角结构参数对燃烧室燃烧性能影响的相关研究较少,主燃级是燃烧室形成稳定回流区的保障,其相关研究对改善燃烧室的燃烧性能有一定积极作用。

本文以三级旋流器的中心分级燃烧室为研究对象,旋流器主燃级由轴向叶片和径向叶片组成,径向叶

收稿日期:2022-06-22

基金项目:国家自然科学基金项目(51476106)

第一作者简介:马 钰(1997—),男,贵州织金人,硕士研究生,主要从事航空发动机燃烧室技术研究。

E-mail:1692148553@qq.com

片带有一定扩张角,采用 Fluent 软件进行数值模拟计算,保持旋流器其他结构参数不变,改变主燃级扩张角,从而研究旋流器主燃级扩张角对燃烧室燃烧性能的影响。

1 物理模型及计算

(1)物理模型。中心分级旋流器由值班级旋流器、主燃级旋流器、文氏管、套筒和喷嘴等组成,如图 1 所示。旋流器的值班级又叫预燃级,由旋向相反的两级轴向旋流器构成。主燃级旋流器叶片较长,旋流结构与值班级相同。利用 Solidworks 软件建立模型,值班级第一级旋流器的内直径为 12 mm,外直径为 20 mm,叶片数量为 6,叶片安装角为 40°。值班级第二级旋流器的内直径为 22 mm,外直径为 28 mm,叶片数量为 8,叶片安装角为 50°,叶片厚度为 1.2 mm。主燃级旋流器内直径为 60 mm,外直径为 70 mm,轴向叶片个数为 36,长度 5.7 mm,厚度 1.2 mm。叶片安装角为 60°,旋流器后中心分级燃烧室长度为 200 mm,直径为 120 mm,出口处有收敛段。为了计算方便,对模型进行适当简化,此次研究所用的中心分级燃烧室物理模型未设计主燃孔、补燃孔与掺混孔。各级旋流器气量的分配如下:主燃级占空气 80%,值班级占 20%,其中第 1 级占 8%,第二级占 12%。

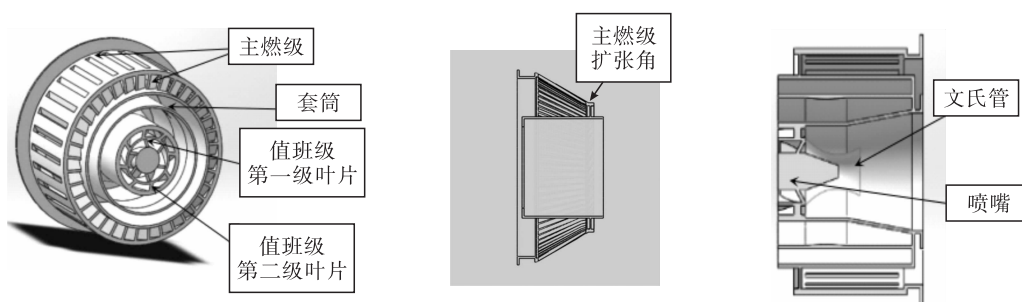


图 1 旋流器

(2)网格划分。采用 Gambit 对模型进行网格划分。本文研究的中心分级燃烧室模型中,考虑到燃烧室头部旋流器部分的结构相对复杂,因此旋流器所在区域的网格采用非结构化网格。中心分级燃烧室部分采用结构化网格,并对燃烧室头部的扩张式旋流器进行了网格加密处理,如图 2 所示。当计算域网格数大于 120 万后,中心回流区大小及形状基本保持不变,数值模拟计算的结果与计算域网格数无关,所以,选取网格的数量为 120 万。

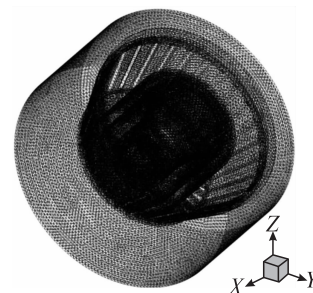


图 2 中心分级燃烧室头部网格

(3)计算方法与边界条件。将网格导入 Fluent 进行计算,压力-速度耦合采用 SIMPLE 方法求解^[10],扩散项采用中心差分格式,对流项采用二阶迎风格式,求解方式为隐式分离求解,将流体视作理想流体^[11],考虑到燃烧室中燃气雷诺数较高,属于强湍流流动,故选用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型^[12-14]进行计算。燃烧室进口边界条件为质量进口,质量流量设置为 5 kg/s,进口温度为 850 K,进气压力为 3.0 MPa,湍流强度为 5%,水力直径为 0.13 m。燃烧室出口边界条件为压力出口。中心分级燃烧室的各壁面边界条件为无滑移绝热壁面,近壁面区采用标准壁面函数处理,满足 Fluent 壁面函数处理近壁面流动的要求^[15-16]。

2 研究方案

为研究主燃级扩张角度对燃烧室性能影响,保持值班级结构、主燃级叶片旋向和叶片数量不变,仅改变主燃级旋流器的扩张角。考虑到实际燃烧室空间有限,以及实际配风量的大小,值班级叶片安装角保持第一级 40°、第二级 50°,主燃级叶片安装角保持 60°,扩张角方案选择为 0°、15°、20°和 30°。表 1 为主燃级

扩张角角度方案,通过研究主燃级不同扩张角度燃烧室内部热态速度场及热态温度场,按照仿真计算得到的中心回流区、速度云图、速度矢量图以及沿流程温度分布、沿中心轴线温度图、出口温度分布等特征,得出主燃级扩张角大小对燃烧室影响的特点。

表 1 主燃级扩张角度方案

方案	主燃级扩张角/(°)	主燃级叶片安装角/(°)	值班级叶片安装角/(°)	
			第一级	第二级
A	0	60	40	50
B	15	60	40	50
C	20	60	40	50
D	30	60	40	50

3 结果分析

3.1 主燃级旋流器扩张角角度对速度场影响

图 3 为通过中心分级燃烧室主燃级中心纵截面($Y=0$)的沿流程热态速度(X Velocity)云图。其中,坐标原点位于中心分级燃烧室轴线上旋流器的进口处,沿气体流动的轴向方向(即沿流程方向)为 X 轴正向,在云图所示平面内垂直于 X 轴的为 Z 轴,与云图所示平面垂直的即为 Y 轴。从图 3 可以看出,方案 B、C 形成了比较好的中心回流区;方案 A 形成的中心回流区较大,这会使燃烧室壁面温度升高。方案 D 中形成的中心回流区过于短小,这是由于主燃级扩张角过大导致大部分通过主燃级旋流器的空气直接进入了中心回流区,不利于稳定燃烧。

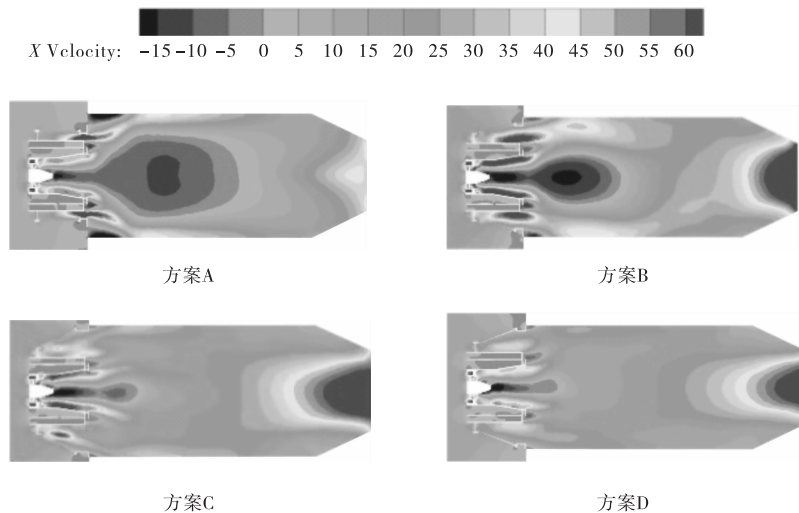


图 3 沿流程热态速度云图

图 4 为主燃级不同扩张角度的中心分级燃烧室中心回流区曲线。在 $X=0$ 至 $X=0.05$ 为气动喷嘴的喷射阶段,所以定义回流区长度为 $X=0.05$ 至回流区发展完全时的长度,定义回流区宽度为纵轴(Z 轴)的最大长度。

从图 4 可以看出,主燃级扩张角改变时,燃烧室回流区长度以及宽度发生了明显变化,方案 A 和 B 形成了一个稳定的中心回流区。其中方案 A、B 的长度分别为 0.132 m、0.087 m,宽度分别为 0.078 m、0.043 m。方案 C、D 形成的中心回流区较方案 A、B 相比较为短小,可见随着主燃级扩张角的增大,中心回流区面积逐渐变小。

图 5 为 $Z=0$ 时燃烧室中心轴线速度曲线。从图中方案 A~D 的速度曲线可以看出,气体刚流出旋流器时速度为负,后受到两预燃级旋流器与主燃级旋流器的影响,负速度的值不断增加,在 $X=0.02\text{ m}$ 时达到负速度最大值,之后速度值逐渐减小。在 $X=0.05\text{ m}$ 时,四条曲线均进入平缓的负速度区域,此时开始形成中心回流区,不同的是方案 C、D 速度曲线由于形成的回流区长度较短,负速度区间也随之变短。之后,速度值迅速增加,由于主燃级扩张角度的不同使得进气量不同,导致曲线的增长速度略有不同,由于受到燃烧室出口收敛段的影响,方案 A~D 的速度都在陆续达到最大值之后,再逐渐减小。

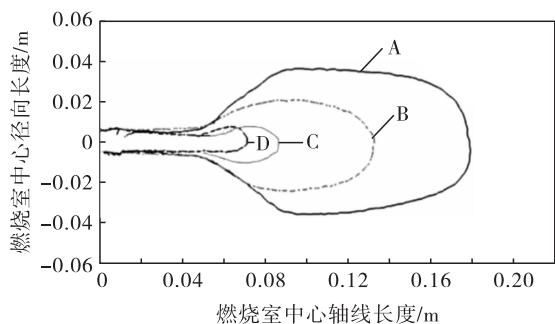


图 4 中心回流区曲线

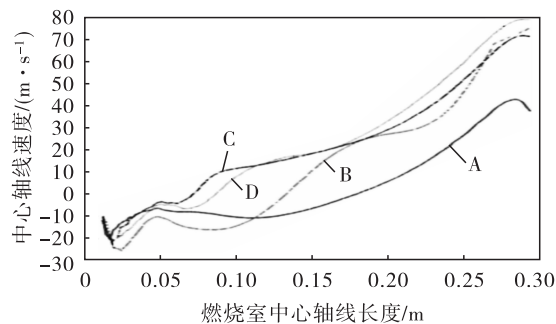


图 5 中心轴线速度曲线

3.2 主燃级旋流器扩张角角度对温度场影响

图 6 为主燃级不同扩张角度燃烧室中心纵截面($Y=0$)的沿流程燃烧温度分布云图。坐标原点位于中心分级燃烧室轴线上旋流器的进口处,坐标轴方向与速度云图坐标轴方向相同。从图中可以看出,方案 A~D 在燃烧室主燃区内均有高温区域出现,此区域表示点火燃烧的实现,但是差别比较明显,方案 A 火焰长度较短,随着主燃级旋流器扩张角度的增加,高温气体向下游发展到燃烧室出口,所形成高温区域与负速度区域有着较好的吻合性,造成以上燃烧温度不同的情况主要受回流区特性的影响,当所形成回流区特性较好时,燃烧效果更好。可以看出方案 A 与方案 B 的燃烧室高温区域集中于靠近喷嘴出口处,方案 C 与方案 D 的燃烧室高温区域向后移动,逐渐远离喷嘴出口,且面积增加。

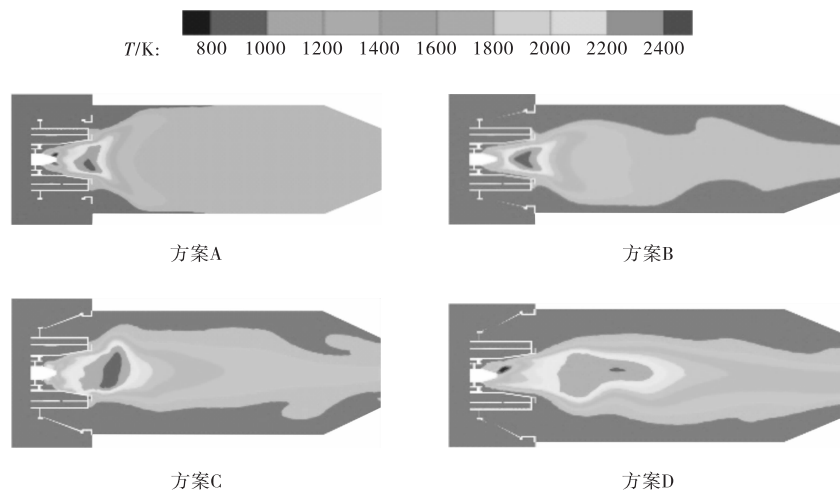


图 6 沿流程燃烧温度分布云图

图 7 为不同主扩张角方案下中心轴线温度曲线。从图 7 可以看出,在轴向 $X=0.03\sim 0.05\text{ m}$ 处,方案 A、B 燃烧室温度达到最高。方案 A 最高温度为 2400 K ,方案 B、C 最高温度几乎一致,约为 2500 K ;沿燃烧室轴线方向,方案 D 的温度峰值位置比方案 A~C 靠后,同时最高温度比其他方案略低,为 2350 K 。不同主燃级旋流器扩张角方案出口温度存在差异,方案 A、B 燃烧室轴线温度曲线在 $X=0.1\text{ m}$ 后温度呈现平缓直线,说明燃烧较为充分,出口温度相差不大,为 1150 K ,但是最高温度比较靠近喷嘴出口处。方

案 C、D 处于下降阶段,但是方案 C 已经接近于平缓阶段,出口温度为 1250 K,温度峰值较方案 A、B 远离喷嘴出口;方案 D 的燃烧室出口温度明显较其他方案高,达到 1500 K,下降趋势缓慢,说明主燃级的燃气没有充分燃烧,导致后续气体继续反应释放热量,使得温度升高。

燃烧室出口温度分布系数是评价燃烧室性能的重要指标,其参数值是衡量涡轮导向叶片寿命的重要依据。出口温度分布系数定义为:燃烧室出口温度最大值与平均值的差值与燃烧室温升之比,称为出口温度分布系数(Pattern Factor),我国和欧洲国家一般称之为 OTDF(Overall Temperature Distribution Factor)^[17],出口温度分布系数定义为

$$OTDF = \frac{T_{t4max} - T_{t4ave}}{T_{t4ave} - T_{t3ave}} \quad (1)$$

式中, T_{t4max} 为出口截面最高温度, T_{t4ave} 为出口截面平均温度, T_{t3ave} 为进口平均温度。

图 8 为主燃级旋流器不同扩张角度的燃烧室出口温度分布云图。从图中可以看出,所有方案出口温度分布均呈现内高外低的环形分布,但分布略有差异。表 2 为燃烧室出口温度参数,将这些参数代入式(1)可以计算出 OTDF 的值。计算得出各方案的 OTDF 值分别为:A 方案 0.13,B 方案 0.70,C 方案 1.30,D 方案 2.55。通过表 2 的数据和各方案的 OTDF 值,可以得出随着主燃级旋流器扩张角度的增加,燃烧室出口温度的最大值逐渐增加,OTDF 也呈逐渐增加的趋势。当主燃级扩张角度为 0°时,出口温度分布系数最小,为 0.13,但是由图 4 燃烧室中心回流区曲线可以看出中心回流区过大易造成燃烧室温度过高,降低燃烧室的使用寿命。主燃级扩张角为 15°及 20°时燃烧室出口平均温度、最高温度以及最低温度都处于较好范围内。主燃级扩张角为 30°时,通过图 8 可以看出,燃烧室出口温度虽呈现环形分布,但是中心区温度过高,为 1546.58 K,这是由于主燃级扩张角度过大,导致高温区向后移动,使得燃烧室出口温度分布变差,对燃烧室后的涡轮部件造成烧蚀破坏。

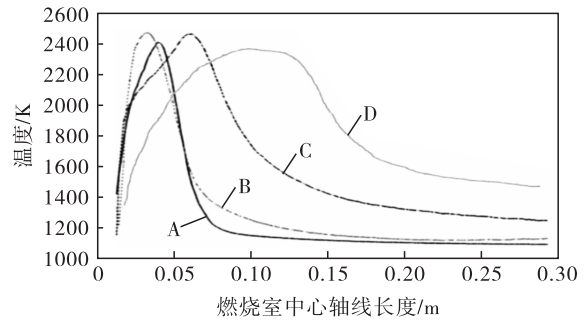


图 7 燃烧室中心轴线温度曲线

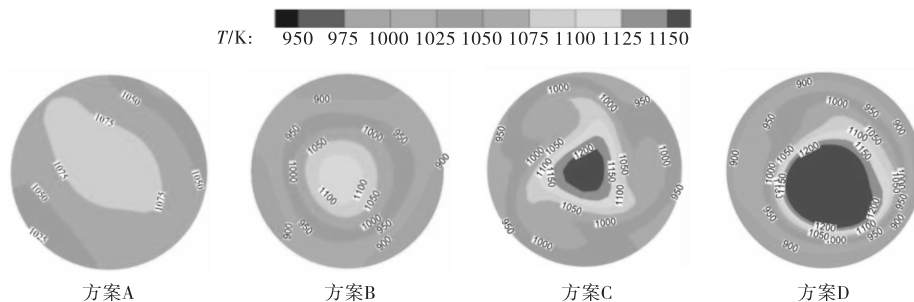


图 8 燃烧室出口温度分布云图

表 2 燃烧室出口温度参数

方案	最高温度/K	最低温度/K	进口平均温度/K	方案	最高温度/K	最低温度/K	进口平均温度/K
A	1093.81	1014.43	850	C	1252.11	916.43	850
B	1103.44	865.84	850	D	1546.58	865.40	850

4 结论

采用数值模拟(CFD)的方法对主燃级扩张角度为 0°、15°、20°、30°下的中心分级燃烧室进行速度场、温度场数值模拟计算研究,得出以下结论。

(1)主燃级旋流器扩张角会对燃烧稳定性和涡轮导向叶片的寿命产生影响。扩张角的增加会使中心回流区面积减小,不利于稳定燃烧;使燃烧室出口温度的最大值增加,OTDF 增加,降低涡轮叶片的寿命。

(2)选择 15° 、 20° 的扩张角方案有助于提高燃烧室的燃烧性能。主燃级扩张角为 0° 时,中心回流区面积过大,导致燃烧室壁面温度升高,降低燃烧室的使用寿命,并且主燃区不稳定;扩张角为 15° 、 20° 时,中心回流区形状较好,面积适中,且燃烧室出口平均温度、最高温度以及最低温度都处于较好范围内;扩张角为 30° 时,中心回流区过于短小,不利于稳定燃烧,由于扩张角过大,高温区向后移动,燃烧室出口温度虽呈现环形分布,但是中心区温度过高,会对燃烧室后的涡轮部件造成损害。

参 考 文 献:

- [1] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustor[J]. Journal of propulsion and power,1987(2):179 - 186.
- [2] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4):554 - 558.
- [3] 刘殿春,董玉玺,尚守堂,等. 单环腔中心分级燃烧室流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2010,25(6):145 - 149.
- [4] 高伟伟,李锋,高贤智,等. 旋流器特征参数对高温升燃烧室性能的影响[J]. 航空发动机,2015,41(4):29 - 34.
- [5] 蒋波,赵自强,何小民,等. 内旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响[J]. 推进技术,2016,37(11):2150 - 2156.
- [6] 张中飞,王成军,佟飞,等. 旋流器结构对中心分级燃烧室贫油熄火影响数值模拟[J]. 热力发电,2018,47(4):70 - 78.
- [7] LAZIK W,DOERR T,BAKE S,et al. Development of lean-burn low- NO_x combustion Technology at Rolls-Royce Deutschland[C]//Turbo Expo:Power for land,sea and air. 2008,43130:797 - 807.
- [8] MANSOUR A,BENJAMIN M,STEINTHORSSON E. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustors[C]//Turbo Expo:Power for land,sea and air. American society of mechanical engineers,2000,78552:voo2702A037.
- [9] LI G,ANGIER S,LAMBOLEZ O,et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Ohio;2002:618. <https://doi.org/10.2514/6.2002-618>.
- [10] 巴忠仁,李俊国,冯荣涛,等. 气固同轴射流流场特性 PIV 实验与 CFD 模拟[J]. 化学反应工程与工艺,2018,34(4):307 - 316.
- [11] 于雷. 中心分级燃烧室燃烧性能的试验研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学,2019.
- [12] 吴航宇,路铭超,熊珍琴,等. 粒径对旋叶分离器结构敏感性的影响[J]. 热力发电,2019,48(1):55 - 60.
- [13] 左志成,段卓毅. 运输类飞机高升力构型数值模拟研究[J]. 飞机设计,2007(1):16 - 21.
- [14] 刘重阳,戴斌. 湍流燃烧模型在燃烧室数值模拟中的对比分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2014,27(5):12 - 18.
- [15] 朱大顺,纪国法,程卫琴. 多级离心泵级间导叶影响的 CFD 模拟[J]. 中北大学学报(自然科学版),2017,38(3):322 - 326.
- [16] WANG F,HUANG Y,DENG T. Study of the cold flow field of a multi-injection combustor[C]//Turbo Expo: Power for land, sea, and air. 2009, 48838: 147 - 154. <http://doi.org/10.1115/1.1115>

GT2009-59197.

- [17] 呼姚,赵传亮,白瑞强,等. 双级径向旋流器对燃烧性能的影响[J]. 航空发动机,2021,47(1):19-24.

Research on Influence of Main Combustion Stage Expansion Angle on Performance of Center-staged Combustor

MA Yu, WANG Cheng-jun, LI Hai-yang, YU Jian-qiao

(School of Aeroengine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Taking the centre-staged combustor as the research object, numerical simulation (CFD) is used to study the effect of the expansion angle of the main combustion stage of the swirler on the performance of the centre-staged combustor. Under the premise of changing the expansion angle of the main combustion stage, four schemes are designed (the expansion angle was 0° , 15° , 20° and 30°). The results show that four schemes are formed the center reflux area. The results show that the shape of the central recirculation zone is better, and the average temperature, maximum temperature and minimum temperature of the combustor outlet are in a good range when the expansion angle of the main combustion stage is 15° and 20° . It is proved that the combustion performance of the centre-staged combustor can be improved by choosing the appropriate expansion angle that the main combustion stage of the swirler.

Keywords: numerical simulation; swirler; expansion angle; central reflux area

(责任编辑:唐立平)

本 刊 声 明

本刊已许可《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司、北京万方数据股份有限公司(万方数据电子出版社)、重庆维普资讯有限公司、超星期刊域出版平台等在其各自的系列数据库产品中以数字化方式复制、汇编、发行及在信息网络传播本刊全文。作者著作权使用费和稿酬(即包括印刷版、光盘版和网络版等各种使用方式的报酬)一并支付。如作者对本声明持有异议,请在投稿时说明。