

进口气流角对加力燃烧室流场的影响分析



文清兰,张琪,舒庆

中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵州 贵阳 550081

摘要:为研究低压涡轮出口气流角对加力燃烧室流场的影响,采用三维数值模拟方法,通过调整低压涡轮出口气流角,模拟加力燃烧室在不同气流角来流条件下的流场差异并开展影响分析。结果表明,气流角的增加将导致内涵进口的速度不均匀度、流阻损失增大,影响内涵燃油与内伸径向稳定器的匹配,恶化了内涵燃烧条件;随着进口气流角增大,整流支板根部吸力面产生流动分离,降低了支板通道的流通能力,使得整流支板出口速度及密流分布沿叶高方向存在较大的不均匀度,增大了内涵燃油匹配的难度;内伸径向稳定器后回流区范围随着进口气流角增大而减小,零速线范围最大相差约0.5个稳定器槽宽;同时随着进口气流角的增加,加力燃烧室混合器出口热混合效率提升约2%。

关键词:加力燃烧室; 低压涡轮; 气流角; 整流支板; 回流区; 热混合效率; 数值模拟

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.07.005

涡轮出口气流的速度方向与加力燃烧室中心线呈一定的角度,在加力燃烧室设计中称这个角度为出口气流扭角,此角度越小越好,一般不超过 10° ^[1]。但为了进一步提高航空发动机的推重比,低压涡轮广泛采用高负荷叶片,为避免低压涡轮叶片吸力面出现边界层分离,在设计时将预留一定的出口气流角(有时高达 20°)^[2]。而整流支板的设计受发动机轴向距离及重量(质量)的限制,往往不能完全将气流扭转至加力燃烧室轴线方向。另外随着涡轮后框架和加力燃烧室一体化设计^[3-4]的发展,涡轮出口气流将带着较大的气流角,直接进入加力燃烧室。即使排除低压涡轮出口沿叶高方向的温度梯度等不均匀流场带来的影响,气流偏转角不均匀分布也将导致加力燃烧室进口速度、压力分布的差异。目前,加力燃烧室稳定器和供油系统一般是在进口均匀的基础上设计的,而由于速度不均将会使得稳定器流场以及稳定器后方区域油气比与均匀进口不同,对流动和燃烧产生一些不确定的影响^[5]。因此气流角的存在对于加力燃烧室的影响已无法忽略。

秦伟林等^[6]开展了凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验分析了不同进口偏转角、支板稳定器的整流效果及出口流场均匀性的影响。吴飞等^[7]开展了进气预旋

角对环形混合器混合排气系统的性能影响,得到了预旋角可提高混合器热混合效率等结论。Kozlowski等^[8]和Lu等^[9]开展了预旋角对混合排气系统推力系数等性能参数的影响,并得出了气流角的存在使排气系统推力系数降低的结论。

本文通过数值模拟方法,开展低压涡轮出口不同气流角条件下带整流支板的加力燃烧室流场仿真,分析进口气流角对加力燃烧室流场的影响。

1 模拟对象与数值方法

1.1 模拟对象

由于整流支板在不同气流角来流条件下,出口的速度分布有较大的差异。因此本次计算模拟对象为带整流支板的加力燃烧室,加力燃烧室采用了平行混合器、曲壁式截锥、蒸发式V形稳定器等部件,如图1所示。计算网格如图2所示,以低压涡轮出口截面为内涵进口,整流支撑采用“弯曲叶型”整流支板,带支板的加力燃烧室在周向以 60° 呈中心对称,因此在计算中截取了 60° 的扇形区域作为研究对象。采用六面体及多面体网格对带整流支板的加力燃烧室流域进行划分,并对稳定器区域、稳定器蒸发孔等进行了加

收稿日期: 2021-04-07; 退修日期: 2021-05-17; 录用日期: 2021-06-10

引用格式: Wen Qinglan, Zhang Qi, Shu Qing. Influence analysis of inlet flow angle on the flow field of afterburner[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(07): 32-38. 文清兰,张琪,舒庆. 进口气流角对加力燃烧室流场的影响分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(07): 32-38.

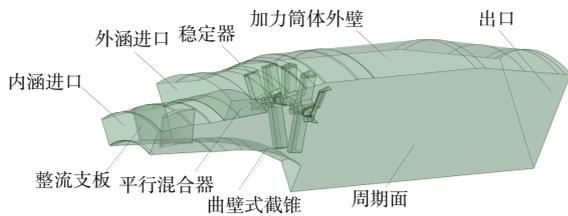


图1 带整流支板加力燃烧室计算模型

Fig.1 Calculation model of afterburner with rectifying struts

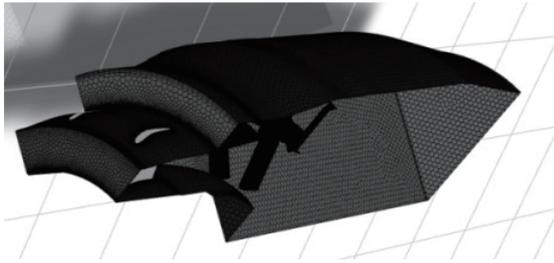


图2 带整流支板加力燃烧室计算网格

Fig.2 Calculation grid of afterburner with rectifying struts

密, 网格示意如图3所示。

为了排除网格数量对加力燃烧室流场仿真计算的影响, 对本次计算的模型开展了网格的独立性的验证。本文采用1158万、1445万、1933万、3618万4种网格数量, 计算结果分析中选取稳定器后缘横截面与模型子午面交线作为对象, 对比分析4种网格数量模型在径向方向的速度, 如图4所示。从图4中可以看出, 三种网格数量划分对流动影响比较小, 速度分布大小基本一致, 即可认为网格数量在1933万以上时, 加力燃烧室内流场结构基本不受网格数量的影响。因此, 本文选取1933万的网格数量进行流场计算。

1.2 数值方法

本文采用计算流体力学(CFD)商用软件, 基于压力的隐式求解器, 湍流模型为Realizable $k-\epsilon$ 模型^[10], 壁面为绝热边界条件, 标准壁面函数, 压力—速度耦合基于COUPLED

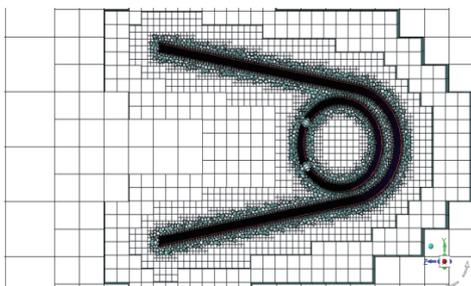


图3 稳定器局部网格示意图

Fig.3 Schematic diagram of local grid of stabilizer

算法, 动量方程、湍流动能和湍流耗散率等方程的对流项采用二阶迎风流离散格式。其中Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型能准确模拟圆射流中剪切层的扩散和带旋流的流场^[7]。

采用DPM模型模拟加力燃烧室燃油雾化、运动和蒸发, 燃油粒径初始状态的分布按Rosin-Rammler分布, 燃油粒子离散相与气相之间的相互作用采用随机轨道模型进行计算^[11]。根据该型加力燃烧室直射式喷嘴参数, 设置燃油初始粒径为 $22\mu\text{m}$ 。

假设不同进口气流角条件下, 发动机全加力状态转速及涵道比不变。已知加力燃烧室内外涵的质量流量、总温、总压及组分百分数。加力燃烧室内/外涵进口采用质量进口、出口为压力出口边界条件。

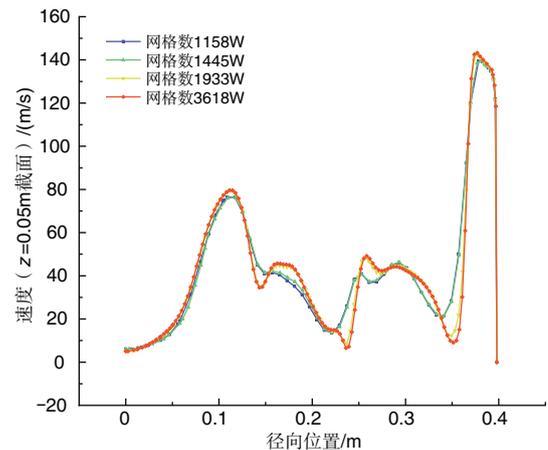


图4 网格独立性验证

Fig.4 Grid independence verification

已知该型发动机设计点状态整流支板进口及出口气流角沿叶高方向分布如图5所示。可见气流在整流支板进口存在较大的气流偏转角, 平均值约为 30° , 经过整流支板后气流偏转角明显减小, 但在出口仍存在平均值约 15° 的气流偏转。同时在整流支板出口气流角沿径向方向存在较大的不均匀度, 局部不均匀度可达60%。

为分析不同大小气流角对该型加力燃烧室流场的影响。参考该型机整流支板进口气流角范围, 内涵进口的流动矢量方向分别按与加力燃烧室轴线夹角 θ 为 15° 、 20° 、 25° 、 30° 进行定义, 用于模拟进口气流角的偏转。

2 数值模拟结果与分析

2.1 流场分析

带整流支板加力燃烧室的流线如图6和图7所示, 通过对比可看出气流角沿程的变化情况。可见整流支板对于进

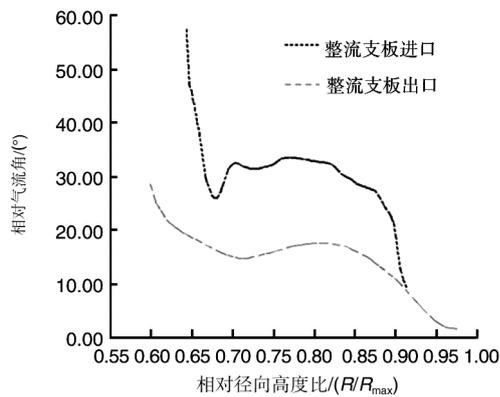


图5 某型机整流支板出口气流角沿叶高分布

Fig.5 The outlet flow angle of the rectifying struts distribution along the blade height

口气流角有一定的整流作用,进口气流角 θ 为 15° 时,在混合器出口截面,内涵气流基本趋于轴向。气流角 θ 为 30° 时混合器出口的气流相对轴向仍有一定程度的偏转。总体来看气流的偏转作用主要影响稳定器上游区域,在稳定器后基本趋于轴向。加力燃烧室进口截面(整流支板出口)气流角见表1,其中 θ 为低压涡轮出口气流角, β 为整流支板出口气流角。

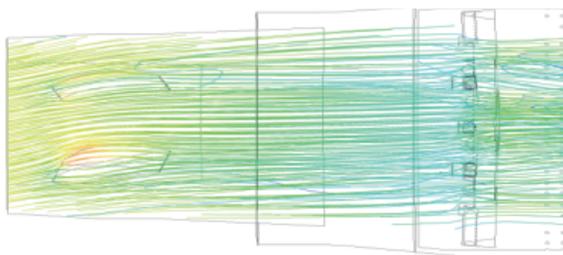


图6 带整流支板的加力燃烧室流线图($\theta=15^\circ$)

Fig.6 Flow diagram of afterburner with rectifying struts($\theta=15^\circ$)

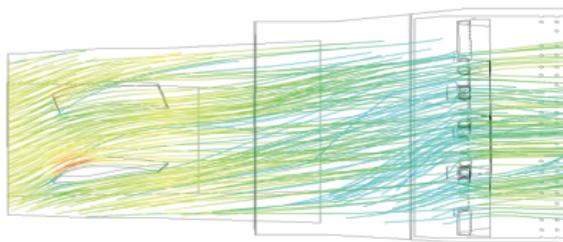


图7 带整流支板的加力燃烧室流线图($\theta=30^\circ$)

Fig.7 Flow diagram of afterburner with rectifying struts ($\theta=30^\circ$)

针对上述气流角的影响范围,主要以混合器出口内涵区域流场情况进行分析。涡扇发动机加力燃烧室内涵进口

表1 不同低压涡轮出口气流角对应的整流支板出口截面气流角

Table 1 Different outlet flow angles of low pressure turbines correspond to flow angles of outlet sections of rectifying struts

$\theta/(\circ)$	15	20	25	30
$\beta/(\circ)$	0.94	3.1	6.06	8.58

最大速度与平均速度的比值,即速度不均匀度系数,根据设计准则要求,一般不大于 $1.10^{[1]}$,表2列出了不同气流角度加力燃烧室内涵进口速度的最大值及不均匀度系数。随进口气流角增加,速度最大值及速度不均匀度系数增加,速度最大值约增加28%,具体数据见表2。

表2 不同气流角加力燃烧室进口截面速度参数

Table 2 Velocity of inlet section of afterburner with different flow angles

气流角/ (\circ)	15	20	25	30
最大速度/(m/s)	172	187	197	220
速度不均匀度系数	1.38	1.42	1.46	1.57

由于加力燃烧室内的气流速度增加,燃油在一定长度的加力燃烧室内的停留时间减少,参与化学反应的时间减少,并且当气流速度过高时将带走稳定器后回流区内的部分热量,进而降低燃烧的稳定性及燃烧效率。同时高速气流对流阻损失也有较大的影响,气流速度大,使稳定器的流阻损失、气流在筒体壁面的摩擦损失、加力状态的热阻损失全面增加^[1]。

对比不同气流角下整流支板通道的流场差异,开展加力燃烧室进口速度分布的原因分析。当气流角 θ 为 15° 时,整流支板的叶根及叶尖截面流线图如图8和图9所示,可见叶根及叶尖处流线基本类似,未见流动分离。当气流角 θ 为 30° 时,整流支板根部及尖部截面流线图如图8和图9所示,在整流支板根部截面,支板吸力面的尾缘产生了较大的分离涡,进而导致支板根部通道流通能力下降;而在整流支板的尖部截面,气流并未出现流动分离和回流的现象。可见气流角 θ 为 30° 时整流支板的叶根及叶尖流动的的差异导致大部分气流由靠近叶尖的通道流出,进而使得叶尖区域气流速度明显高于叶根区域。

综上可知气流经过整流支板后局部流速增加的主要原因因为整流支板通道流通能力的差异。

图10为不同低压涡轮出口气流角,整流支板出口截面密流值沿径向的分布的仿真结果。其中密流定义为加力燃

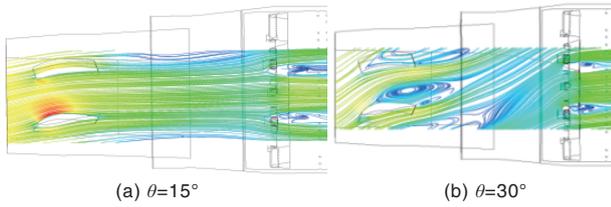


图8 整流支板根部截面流线图

Fig.8 Diagram of cross section at root of rectifying struts

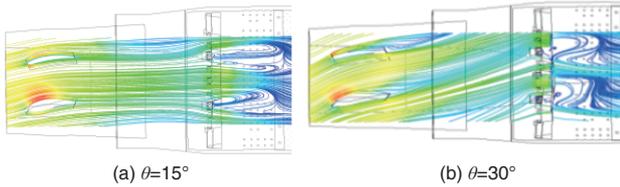


图9 整流支板尖部截面流线图

Fig.9 Diagram of cross section at top of rectifying struts

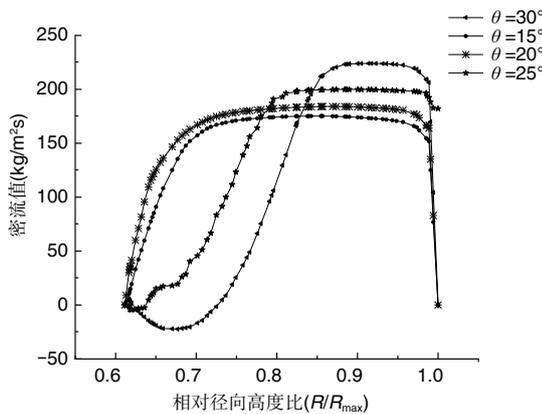


图10 不同气流角整流支板出口密流值沿径向分布

Fig.10 The dense flow values at the outlet of the rectifying struts with different flow angles distribution along the radial direction

烧室出口(混合器出口)截面轴向速度分量与密度的乘积。

可见,当气流角为 15° 、 20° 时整流支板出口截面密流在径向分布梯度较小,在较大区域内密流基本一致。随着气流角增大,高密流区域集中在整流支板出口截面径向半径较大的区域,密流分布在该截面的不均匀度较大,且在支板根部存在负密流值。上述结果与流场分析相对应,即不同气流角经过整流支板产生的流动差异会导致加力燃烧室进口流场分布的差异。

当内涵氧量百分数、流道环面面积一定时,加力燃烧室内涵燃油分配主要取决于密流值的大小。因此为实现加力燃烧室基于氧分布的燃油匹配,内涵燃油喷点布局,在较大进口气流角进气条件下应考虑整流支板及气流角对加力

燃烧室流场产生的影响,因此气流角的存在一定程度上提高了加力燃烧室供油匹配的难度。

综合上述分析低压涡轮出口气流角越大,对于加力燃烧室内涵区域的流阻损失、供油匹配、燃烧效率都有不利的影响。

2.2 进口气流角对稳定器流场的影响

图11为不同进口气流角条件下,内伸径向稳定器(处于内涵区域)后回流区轴向零速线的示意图,可见不同进口气流角对于稳定器后回流区大小也有不同。当气流角 $\theta=15^\circ$ 时稳定器下游回流区的零速线范围最大,随着气流角增加,稳定器后的零速线范围逐渐缩小。零速线范围最大相差约0.5个稳定器槽宽。

气流角 $\theta=15^\circ$ 时,即加力燃烧室进口气流几乎与加力燃烧室轴线平行时,稳定器后的回流区范围最大,回流区越大对于内涵区域的燃烧稳定性及燃烧效率也越有利,因此加力燃烧室进口的气流角越小越好。

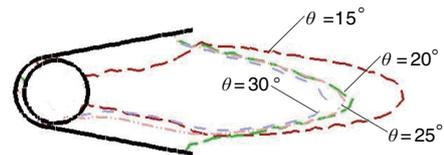


图11 不同气流角内伸径向稳定器回流区零速线

Fig.11 Zero velocity line in the reflux area of the radial stabilizer with different flow angles

2.3 总压损失分析

总压损失按总压恢复系数进行评估,总压恢复系数为:

$$\sigma = (p_{in}^* - p_{out}^*) / p_{in}^* \quad (1)$$

式中: p_{in}^* 为进口总压, p_{out}^* 为出口总压。将计算模型分为整流支撑段(内涵进口至整流支板出口)和加力燃烧室段,分别对这两个部分的总压恢复系数进行评估,如图12所示。可见,低压涡轮出口气流角越大,涡轮支撑和加力燃烧室的总压恢复系数越小,总压损失越大,且整流支撑总压损失受气流角影响较大。加力燃烧室在不同进口气流角条件下,总压恢复系数的差异不大于1%,但整流支撑在不同气流角条件下的总压恢复系数差异约为3%。由此说明气流角增大将导致整流支撑及加力燃烧室损失增大,且主要损失在整流支撑段。

2.4 进口气流角对供油轨迹的影响

该型加力燃烧室在高空台及台架试验中表现出加力燃烧室分区供油以内涵区域为主要供油燃烧时,燃烧效率偏低的现象,其中内涵区域余气系数约为1.2。

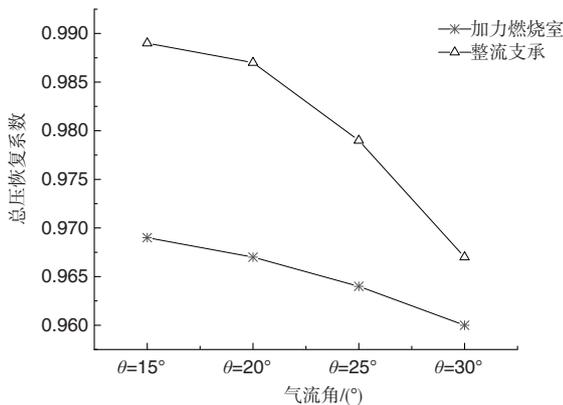


图12 不同气流角条件下加力燃烧室和整流支承总压恢复系数

Fig.12 Total pressure recovery coefficient of afterburner and rectifying struts under different flow angles

为分析内涵供油燃烧效率偏低的原因,开展了气流角对燃油分布的影响分析。图13为气流角 $\theta=15^\circ$ 、 $\theta=30^\circ$ 时的内涵区域燃油轨迹与径向截面速度场分布示意图。

对比来看 $\theta=15^\circ$ 时内涵燃油与内伸径向到稳定器位置及稳定器后的低速回流区匹配,此时加力燃烧室进口气流角非常小,可将此状态认为理论状态内涵燃油的供油轨迹。当气流角 $\theta=30^\circ$ 时,燃油轨迹逐渐向一侧偏移,偏转至两个径向稳定器之间。加力燃烧室进口气流角的存在使得气流存在切向分速,产生一定的离心力。进而导致未蒸发的燃油偏离既定位置,降低燃油穿透深度,增加了控制油气分布的难度^[1]。同时 $\theta=30^\circ$ 时,燃油主要经过两个径向稳定器之间的高速区,燃油在加力燃烧室内停留时间缩短,将导致燃烧效率降低。

2.5 热混合效率分析

本文使用基于流体温度的热混合效率^[12-13]对加力燃烧

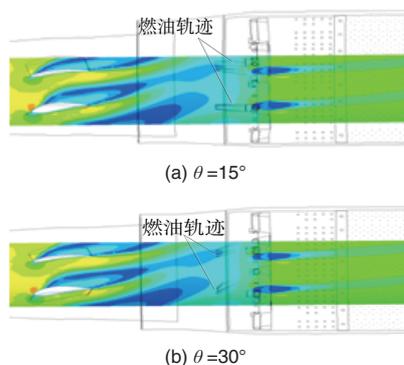


图13 不同气流角内涵燃油轨迹与速度场分布示意图
Fig.13 Diagram of fuel trajectory and velocity field distribution with different flow angles

室进口(混合器出口截面)的掺混程度进行量化分析。热混合效率的定义是:具有不同能量的、多股流体掺混过程中,混合流体温度的分布均匀程度^[14]。通过刘-谢热混合效率公式^[15]对加力燃烧室稳定器前的热混合效率进行评估,如式(2)所示,其中 η_{LX} 为热混合效率, T 为 dm 质量微元的温度, T_{hot} 、 T_{cold} 分别为内、外涵进口温度, \dot{m}_{hot} 、 \dot{m}_{cold} 分别为内外涵进口的质量流量。

$$\eta_{LX} = 1 - \frac{\int (T - T_{mix,inlet})^2 dm}{T_{hot}^2 \dot{m}_{hot} + T_{cold}^2 \dot{m}_{cold} - T_{mix,inlet}^2 (\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold})} \quad (2)$$

式中: $T_{mix,inlet}$ 为入口截面处内涵流体理想混合后的温度,计算过程如式(3)所示:

$$T_{mix,inlet} = \frac{\int_{hot} T dm + \int_{cold} T dm}{\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold}} \quad (3)$$

通过上述公式对加力燃烧室进口截面热混合效率进行评估,结果如图14所示,可见随着气流角的增加,混合器后剪切层的掺混强度增强,混合器的射流范围扩展,使内外涵气流掺混加剧,加力燃烧室进口截面的热混合效率增加,增加最大幅度为2%。热混合效率提升意味着外涵温度提高,内涵温度降低,加力燃烧室进口截面温度趋于均匀。

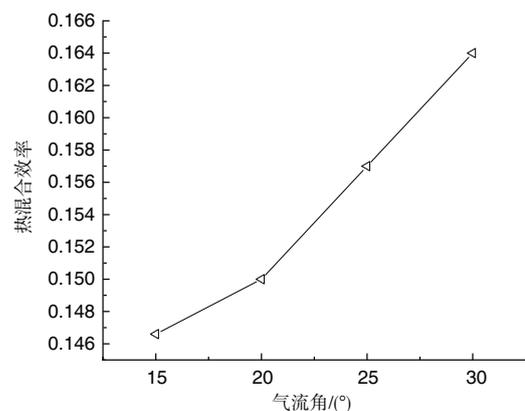


图14 不同气流角加力燃烧室进口热混合效率
Fig.14 Inlet thermal efficiency of afterburner with different flow angles

3 结论

通过研究,可以得到以下结论:

- (1) 加力燃烧室进口气流角越大,内涵区域的局部流速、速度不均匀度系数随之增加。
- (2) 随着进口气流角增大,整流支板根部吸力面产生流动分离,降低支板通道流通能力,使得整流支板出口的速度及密流分布沿叶高方向存在较大的不均匀度。因此内涵

燃油喷点布局匹配时需考虑上游流场带来的影响。

(3) 随着气流角增加, 稳定器后的零速线范围逐渐缩小, 零速线最大最小相差约0.5个稳定器槽宽。

(4) 气流角增大将导致整流支承及加力燃烧室损失增大, 加力燃烧室总压恢复系数的差异不大于1%, 整流支撑在不同气流角条件下的总压恢复系数差异约为3%。

(5) 随着气流角增大, 内涵燃油轨迹与理论供油状态偏离较大, 导致内涵供油与内伸稳定器周向不匹配。

(6) 气流角的增大使得加力燃烧室混合器出口截面的热混合效率增加约2%。

AST

参考文献

- [1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第11册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
Total Editorial Board of Aeroengine Design Manual. Aeroengine design manual: Volume 11 Afterburner[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [2] 雷志军. 进口预旋条件下涡扇发动机波瓣射流掺混机理的试验研究[D]. 北京: 中国科学院, 2010.
Lei Zhijun. Experimental study on the mixer with inlet swirl in model turbofan engines[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2010. (in Chinese)
- [3] 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30.
Zhang Xiaochun, Sun Yuchao, Liu Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30. (in Chinese)
- [4] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧方案设计及数值分析[J]. 航空科学技术, 2011, 20(4): 71-74.
Sun Yuchao, Zhang Zhixue, Li Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [5] 薛冲. 不均匀流场下稳定器流动和燃烧性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Xue Chong. Investigation on the flow and combustion characteristics of flameholder in nonuniform field[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [6] 秦伟林, 何小民, 金义, 等. 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1347-1354.
Qin Weilin, He Xiaomin, Jin Yi, et al. Experimental investigation on cold flow characteristics of afterburner with cavity/strut hybrid flameholders[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1347-1354. (in Chinese)
- [7] 吴飞, 谢翌, 邵万仁, 等. 进气预旋对环形混合器混合排气系统气动热力性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 901-909.
Wu Fei, Xie Yi, Shao Wanren, et al. Effect of inlet preswirl on the aerothermodynamic performance of splitter mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 901-909. (in Chinese)
- [8] Kozłowski H, Larkin M. Energy efficient engine-exhaust mixer model technology report[R]. NASA Contractor Report, NASA-CR-16545, 184.
- [9] Lu H Y, Ramsay J W, Miller D L. Noise of swirling exhaust jets[J]. AIAA Journal, 1977, 15(5): 642-646.
- [10] Shin T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A new k- ϵ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows model development and validation[J]. Computers Fluids, 1995, 24(3): 227-238.
- [11] 徐兴平, 张孝春, 刘宝, 等. 加力燃烧室三维两相化学反应流数值模拟[J]. 航空发动机, 2009, 35(5): 15-18.
Xu Xingping, Zhang Xiaochun, Liu Bao, et al. Numerical simulation of 3d and 2-phase chemical reaction flow for afterburner[J]. Aeroengine, 2009, 35(5): 15-18. (in Chinese)
- [12] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aeroengines[J]. Aeronautical Quarterly, 1966, 17(5): 141-160.
- [13] 刘友宏, 谢翌. 菊花形混合器混合效率理论计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 740-745.
Liu Youhong, Xie Yi. Analytical solution of mixing efficiency of lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 740-745. (in Chinese)
- [14] 刘友宏, 杜力伟. 新型热混合效率公式及其在一体化加力燃烧室中的应用[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1515-1522.
Liu Youhong, Du Liwei. A new thermal mixing efficiency formula and its application in integrated afterburner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1515-1522. (in Chinese)
- [15] Xie Y, Liu Y H. A modified thermal mixing efficiency and its application to lobed mixer nozzle for aeroengines[J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(4): 317-335.

Influence Analysis of Inlet Flow Angle on the Flow Field of Afterburner

Wen Qinglan, Zhang Qi, Shu Qing

AECC Guiyang Engine Design Research Institute, Guiyang 550081, China

Abstract: In order to study the influence of outlet flow angle of low-pressure turbine on afterburner flow field, three-dimensional numerical simulation method was used to simulate the flow field difference of afterburner under different flow angle conditions by adjusting outlet flow angle of low pressure turbine, and the influence analysis was carried out. The results show that the increase of the flow angle will lead to the increase of velocity non-uniformity and flow resistance loss at the inner inlet, affect the matching between the inner fuel and the inner radial stabilizer, and worsen the inner combustion conditions. With the increase of inlet air flow angle, the suction surface at the root of the struts generates flow separation, which reduces the flow capacity of the strut passage, makes the velocity and dense flow distribution of the struts have a large degree of unevenness and increase the difficulty of matching the inner fuel. The range backflow area after the internal stabilizer decreases with the increase of inlet flow angle, and the maximum difference of zero-speed line range is about 0.5 stabilizer slot width. At the same time, with the increase of the inlet flow angle, the thermal mixing efficiency at the outlet of the afterburner mixer increases by about 2%.

Key Words: afterburner; low-pressure turbine; flow angle; strut; recirculation zone; thermal mixing efficiency; numerical simulation