

# 宽涵道比后可变面积加力燃烧室数值研究

马胤章<sup>1</sup>, 王治武<sup>2</sup>, 邓远灏<sup>3</sup>, 王健<sup>3</sup>

(1.西北工业大学 国家卓越工程师学院, 陕西 西安 710072; 2.西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129; 3.中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

**摘要:**为探究外涵可变几何部件对加力燃烧室性能影响,设计了具有三角形外涵可变部件的加力燃烧室,利用 CFD 数值模拟研究不同状态点及涵道比对加力燃烧室总压恢复系数及燃烧效率的影响。研究表明:工作状态变化对加力燃烧室工作性能影响较大,小涵道比下3种状态点总压恢复系数都在0.96以上,燃烧效率都在0.9以上;随着涵道比增大,3种状态点间性能参数差值增大;当涵道比为0.9~1.2时,加力燃烧室总压损失较小,燃烧效率较优,总压恢复系数最低为0.962,燃烧效率最低为0.897;当涵道比为1.2~1.5时,加力燃烧室压力损失处于承受范围内,但是燃烧效率开始大幅降低,总压恢复系数为0.941时燃烧效率仅有0.58;当涵道比为1.5~1.8时,加力燃烧室无论是压力损失还是燃烧效率都很差,总压恢复系数为0.92,而燃烧效率只有0.446。

**关键词:**外涵调节机构;涵道比范围;工作状态;总压损失;燃烧效率

**中图分类号:**V231.2

**文献标志码:**A

**文章编号:**1000-2758(2026)01-0027-09

随着时代发展,战机对发动机要求越来越苛刻,常规定循环发动机难以满足军机高推力、高推重比的需求。在此基础上提出变循环发动机,即通过可变几何部件调节涵道面积,从而改变工作循环获得单一涡扇和涡喷发动机无法比拟的优势,更适应未来飞机的作战需求。其中后涵道引射器是变循环发动机实现涡扇和涡喷模式转化的重要部件,但是一方面由于各工况外涵进气温度较低,燃油雾化蒸发较差并容易诱发不稳定燃烧,对燃烧效率产生负面影响,导致低温大掺混气量下高效组织燃烧匹配设计难度较大;另一方面由于后涵道引射器调节引射气流实时改变,流场形态极不均匀,给高效组织燃烧匹配设计带来困难,因此此类加力燃烧室的后涵道引射器外涵可变几何部件设计就显得尤为重要。

国外于20世纪60年代首次提出了变循环发动机概念,由于其同时具有涡喷发动机大推力和涡扇发动机低油耗的特性,迅速得到了业界关注与发展。

美国通用电气公司于1974年~1980年通过对许多概念性变循环发动机方案做初步试验研究,确

定了单涵道和双涵道变循环发动机的外涵调节部件方案<sup>[1]</sup>,随后于1981年在NASA的赞助下,设计变循环发动机试验,对工作循环进行探索和优化<sup>[2]</sup>。并且NASA<sup>[3]</sup>也在此基础上对双涵道变循环发动机的前可变面积涵道引射器进行了性能试验,该试验证明了其在单涵道和双涵道之间的模式转换能力。

近年来,Zhang等<sup>[4-6]</sup>分别利用试验和数值模拟方法,研究了搭载后涵道引射器和前涵道引射器VCE(变循环发动机)的工况点、涵道比范围及调节部件结构参数对VCE性能的影响。Huang等<sup>[7]</sup>在此基础上为了快速确定外涵可变几何部件的基准尺寸,针对轴对称后涵道引射器提出了一种基于非平衡压力经验关联式的涵道比迭代算法。

国内学者也对变循环发动机加力燃烧室后涵道引射器外涵可变几何部件进行了大量研究,如发展历程、调节原理、几何构型设计、模态转换、性能分析等。

于海涛等<sup>[8]</sup>深入调研变循环发动机加力燃烧室外涵可变几何部件发展历程和关键技术。解俊琪等<sup>[9]</sup>对变循环发动机可变几何部件研究现状进行了系统性调研,并大致简述了目前常见的几种调节部件结构和原理。在此基础上,骆广琦等<sup>[10]</sup>设计了

一种 VCE 性能计算模型,并选取典型工作点进行计算研究。窦健等<sup>[11]</sup>对后涵道引射器关键工况点进行调节状态计算,获取了后涵道引射器在全工作范围内的调节状态性能参数。刘润富等<sup>[12]</sup>提出了一种加力燃烧室带波瓣结构的可变面积涵道引射器。

在外涵可变几何部件结构研究基础上,大量学者开展了更深层次的气动性能研究,宋宇宽等<sup>[13]</sup>对波瓣下游 4 种不同进口预旋角、3 种不同速度比工况进行了全三维数值模拟。韩佳等<sup>[14]</sup>提出一种用于双外涵匹配分析的数值模拟方法并对流路进行了优化。陈佳等<sup>[15-16]</sup>采用试验与三维数值模拟方法对不同进口总压比下涵道引射器工作性能及掺混流场随背压变化规律进行了分析。

综上所述,国内外学者对变循环发动机进行了大量基础性研究,如对后涵道引射器调节部件进行大量试验研究以确定调节性能,对涵道引射器工作状态下总压损失规律进行试验研究等。但是由于变循环发动机加力燃烧室中增加了后可变面积涵道引射器(RVABI)部件,该部件虽然可以将外涵道流引入加力燃烧室并根据可变循环条件调节流量,获得更宽范围的进口条件范围优势,但是加力燃烧室也可能面临由涵道引射器外涵可变几何部件引起的更多挑战,例如涵道流型变化、构型变化对燃料-空气混合、点火、火焰稳定和燃烧特性的影响<sup>[17]</sup>。

在上述背景下,本文对后可变面积加力燃烧室外涵可变几何部件进行设计,通过数值模拟分析不同涵道比下加力燃烧室性能,探究外涵可变几何部件涵道比适应区间。进一步通过改变不同后涵道引射器工作状态探究可变部件外涵位置变化对加力燃烧室性能的影响,并对后方产生的流场和出口性能参数进行对比,确定各涵道比区间内 3 种状态点加力燃烧室性能变化。为后续 VCE 加力燃烧室外涵可变几何部件结构设计与优化提供参考依据。

### 1 物理模型

本文所述的宽涵道比后可变面积加力燃烧室主要由燃烧室内锥、波瓣混合器、内外径向火焰稳定器、外涵道可变几何部件及隔热屏组成,如图 1a)所示。外涵道面积变化主要依靠波瓣混合器与外涵道可变几何部件配合实现,因此外涵道可变几何部件的设计至关重要,如图 1b)所示。可变几何部件附着于加力燃烧室机匣上,处于波瓣混合器正上方。

本研究通过 3 种不同工作状态点的加力燃烧室物理模型,探究不同涵道比下的流场特性。通过改变外涵几何部件与混合器热槽最高点的流向距离调节工作状态。

由于整体加力燃烧室为对称结构,因此计算域选取 1/6 扇形加力燃烧室。其特点在于利用外涵道几何部件调节面积影响掺混燃烧,具有结构紧凑、高效掺混组织燃烧的优势。其中, $D_1, D_2, D_3$  分别代表进口内涵直径、外涵道直径以及出口直径。 $h_1, h_2$  分别代表外涵道可变几何部件宽度及高度。 $Z$  表示任意流向截面与进口截面的距离。

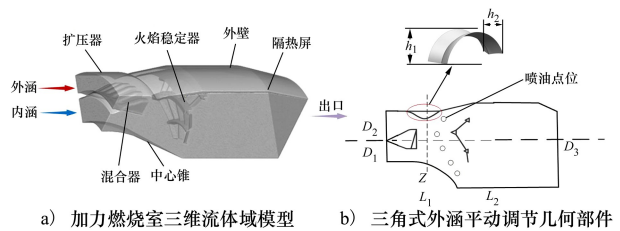


图 1 加力燃烧室整体结构

本研究涉及的波瓣混合器和外涵道可变几何部件的设计及相对关系如图 2 所示。 $S_1, S_2$  表示两者的流向相对距离。可变几何部件与混合器之间形成通道,使得外涵气流进入内涵进行掺混。火焰稳定器前端布置有 90 个燃油喷射孔,具体参数见表 1。此处利用钝体组织燃烧。

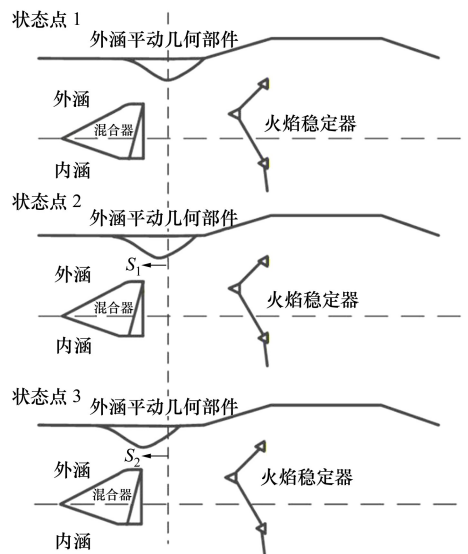


图 2 加力燃烧室状态点示意

表 1 加力燃烧室部分喷嘴点

喷嘴名称	粒径/ $\mu\text{m}$	油温/K	喷射速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
1-1L1	42	300	96
1-1R1	42	300	96
1-2L1	42	300	96
1-2R1	42	300	96

## 2 数值模拟方法

### 2.1 计算方法及边界条件设置

数值计算方法采用三维稳态 Navier-Stokes 方程作为基本控制方程,主要包含连续方程、动量方程、能量方程及组分方程。由于加力燃烧室中的雾化和换热过程都涉及到能量传递,是非绝热过程,因此需要求解能量方程。同时进行稳态数值模拟,湍流模型选用更高精度的 Realizable  $k-\varepsilon$  模型。燃烧模型选用有限速率/涡耗散组分运输模型,采用两步航空煤油反应机理,雾化模型选用离散相并通过二次雾化增强雾化效果,获得较好的油雾场分布。压力速度耦合算法选用收敛性更好的 Coupled 算法。压力离散格式选择二阶格式,其他变量均采用二阶迎风格式。进口通常采用质量流量进口,出口为压力出口,工况参数如表 2 所示,采用 1/6 物理模型,边界条件设置为旋转性周期边界。

表 2 不同工况点参数

工况	内涵流量/ $(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	外涵流量/ $(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	内涵 总温/K	外涵 总温/K	外涵总压/ 内涵总压
GK1	26	35	820	340	1.05
GK2	94	88	1 140	440	1.01

表 3 2 种工况内涵气体组分及质量分数

内涵入口工况	$w_{\text{O}_2}$	$w_{\text{CO}_2}$	$w_{\text{H}_2\text{O}}$
GK1	0.232	0	0
GK2	0.136	0.028	0.032

### 2.2 计算网格

由于计算模型中含有火焰稳定器、混合器、隔热屏、可变几何部件等,结构较为复杂,因此选用 ANSYS MESH 绘制非结构网格。通过不断调整增长率和网格尺寸配比改变网格数量,最终通过对加力燃烧室各部件以及外涵调节阀缝隙处做局部加密处理,并结合网格无关性验证选用 3 800 万网格作为计算网格,如图 3 所示。

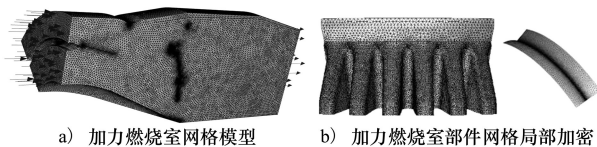


图 3 加力燃烧室网格模型

### 2.3 计算方法验证

为了确保本文采取的计算方法对加力燃烧室计算的准确性,通过绘制 1 300 万,1 800 万,2 100 万,2 700 万,3 800 万网格模型并进行基础冷态计算,得出当网格数量约为 3 800 万且网格质量大于 0.21 时,网格数量与计算结果稳定性和准确性并无太大关联性,如图 4 所示。

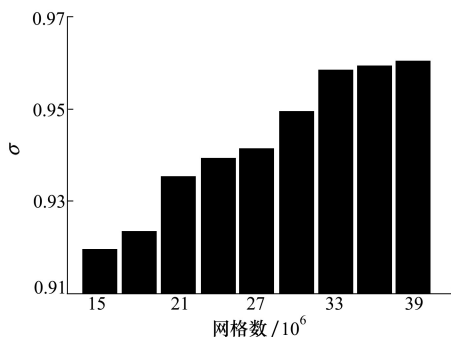


图 4 网格无关性验证

Hu 等<sup>[18]</sup>对波瓣型喷管流场进行了详细的试验研究,根据结构参数构建几何模型,并利用工况参数设置来流条件和来流介质结合本文数值方法进行模拟计算,得到了波瓣喷管后流向涡分布,数值模拟结果与试验研究结果如图 5 所示。

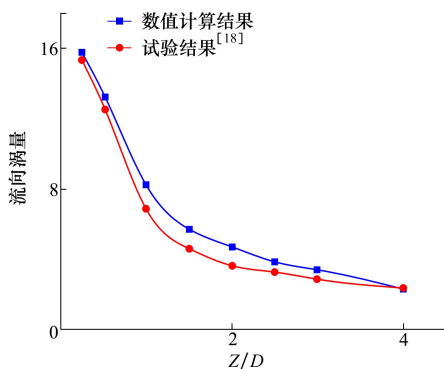


图 5 冷态计算方法验证

图 5 中  $Z/D$  表示流向距离与直径之比,可以看出随着流向距离增加,流向涡的数值在不断降低,当

$Z/D \geq 3$  时流向测量处于较低水平。本文方法与试验结果趋势一致,误差较小,因此可以说明本文所用计算方法是正确的。

Miao 等<sup>[19]</sup>对凹腔支板燃烧室流场进行了详细的试验研究,根据结构参数构建几何模型,并利用工况参数设置来流条件和来流介质结合本文数值方法进行模拟计算,得到了不同油气比条件下的出口截面温升,数值模拟结果与试验研究结果如图6所示。

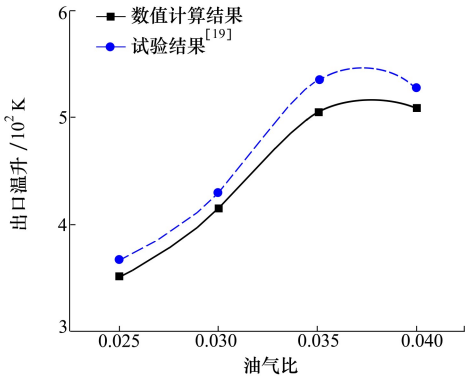


图6 热态计算方法验证

### 3 计算结果与分析

后涵道引射器(RVABI)作为后可变面积加力燃烧室关键部件,对混合器后部外涵冷气和内涵热气掺混具有重要作用。掺混过程中总压损失以及后部流场结构对加力燃烧室整体性能影响很大,因此必须对掺混过程中冷态总压损失进行研究,并进一步探索后涵道引射器外涵可变几何部件运作时(即状态点1、状态点2以及状态点3)的总压损失变化规律。本文采用的总压恢复系数 $\sigma$ 根据进出口截面的总压进行计算,详细计算公式为

$$\sigma = \frac{\frac{1}{M_{\text{total,out}}} \int p_{\text{out}}^* dM_{\text{out}}}{\frac{1}{M} \int \Delta p_{\text{inlet}}^* dM_{\text{in}}} \quad (1)$$

式中: $M$ 为进出口截面的质量流量; $\Delta p_{\text{inlet}}^*$ 为内外涵进口总压之和并进行质量流量平均; $p_{\text{out}}^*$ 为加力燃烧室总出口的总压。

此外,外涵平动几何部件与混合器夹角导致不断变化的外涵面积也会对加力燃烧室热态点火性能造成一定影响,因此有必要对3种不同涵道比状态点条件下加力燃烧室热态流场和燃烧效率进行探究。本文计算燃烧效率采用的方法为焓增法,根据

加力燃烧室设计手册可知,加力燃烧室气流自进口温度加热到出口平均温度,加入燃料实际放热量与理想条件下放出热量之比即为燃烧效率。

$$\eta = \frac{f_{65}(i_{T_8} - i_{T_{65}}) + C_p \cdot T_8 - C_p \cdot T_{65} + f_{\text{AB}}(i_{T_8} - i_{T_0})}{f_{\text{AB}} H_f} \quad (2)$$

式中: $C_p \cdot T_8$ 为加力燃烧室出口截面平均温度为 $T_8$ 的空气焓; $C_p \cdot T_{65}$ 为加力燃烧室出口截面平均温度为 $T_{65}$ 的空气焓; $i_{T_8}, i_{T_{65}}, i_{T_0}$ 表示温度为 $T_8, T_{65}$ 以及288.16 K时的等温燃烧焓差; $f_{65}$ 为加力燃烧室进口截面的平均油气比; $f_{\text{AB}}$ 为加力燃烧室油气比。

$$f_{\text{AB}} = \frac{W_{f_{\text{AB}}}}{W_{\text{a1}}} \quad (3)$$

式中: $W_{f_{\text{AB}}}$ 为加力燃烧室的供油量; $W_{\text{a1}}$ 为加力燃烧室进口截面的空气量。

#### 3.1 总压恢复系数

为探究外涵可变几何部件对加力燃烧室冷态流场特性的影响,本研究选取涵道比(bypass ratio,  $B$ )作为关键变量,其定义为外涵空气流量与内涵空气流量之比,是衡量涡扇发动机内外涵道气动匹配关系的重要参数,直接影响加力燃烧室的流动结构与燃烧性能。因此本文在进口马赫数0.25~0.4范围内,分别分析涵道比条件 $B=0.9, 1.2, 1.5$ 和1.8,外涵可变几何部件处于工作状态点1时,涵道比增大对加力燃烧室后部流场的影响规律,进而明确加力燃烧室稳定工作的涵道比区间,为可变几何加力燃烧室的优化设计提供理论依据。

图7为外涵可变几何部件处于状态点1不同涵道比下的总压恢复系数随流向距离变化趋势,图中横坐标起点 $Z/D=0$ 代表加力燃烧室入口截面,总压恢复系数为1,因此本研究未从该点展开讨论,而是重点关注下游发展区间的流动特性。通过比较涵道比从0.9增大到1.8的沿程总压恢复系数曲线可知,当涵道比位于0.9~1.8区间时,总体下降趋势是比较合理的。这是因为来流会经过外涵可变几何部件、混合器、稳定器等部件,导致总压损失不断增大。

对比图7中曲线可以发现很多差异,首先 $B=0.9$ 时总压恢复系数最高,对流场的影响最小,到达出口时加力燃烧室的总压恢复系数为0.962,整体流场最高速度为266.4 m/s。 $B=1.2$ 状态下总压恢复系数较低,到达出口时的总压恢复系数为0.96,整体流场最高速度为220 m/s。而 $B=1.5$ 状态下的总压

恢复系数开始急剧下降,到达出口时为 0.941,且整体流场最高速度为 275.9 m/s。涵道比到达 1.8 时,总压恢复系数下降到 0.91,最大速度为 301.3 m/s。

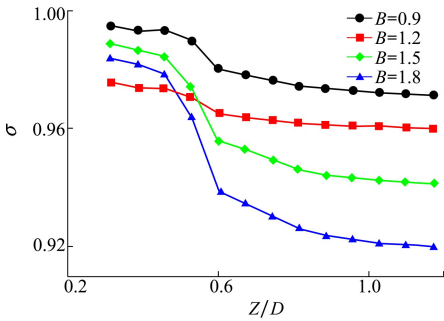


图 7 后涵道射流器状态点 1 处不同涵道比总压恢复系数沿程曲线

进一步观察曲线第一段下降即  $Z/D < 0.4$  的流场区域,总压恢复系数下降 0.05,主要由外涵可变几何部件引起的压力损失导致。 $B = 1.2$  时该段损失最大,总压恢复系数仅为 0.98,图 8 显示此时部件后方出现显著分离区,且随涵道比增大分离区趋于细长,损失加剧,因此  $B = 0.9$  压损最低, $B = 1.2$  压损最高。

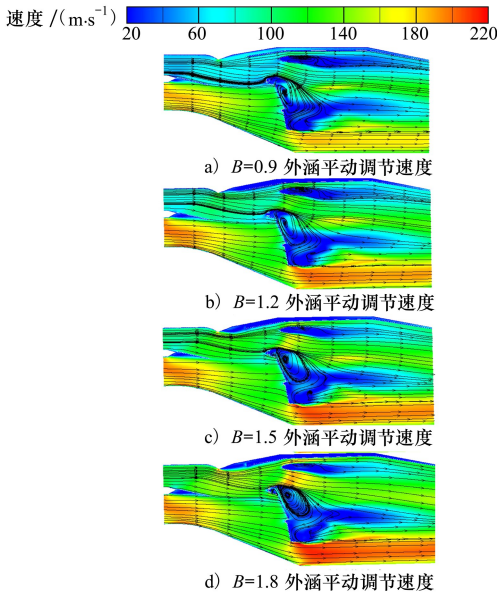


图 8 后涵道射流器状态点 1 不同涵道比速度云图

在  $Z/D = 0.4 \sim 0.6$  区间,总压恢复系数进一步大幅下降,主要原因是气流经内外径向稳定器产生强烈掺混与分离损失。 $B = 1.2, 1.5$  和  $1.8$  的曲线在此出现交汇且降幅趋缓,说明大涵道比下来流经内部

部件时总压损失远高于小涵道比。涡团分布显示,随涵道比增大,稳定器后方涡团更小更集中,表明流速增高、回流区缩小,压损持续增加,因此大涵道比下总压恢复系数下降更为显著。该类外涵可变几何部件的涵道比工作极限为 1.5。

综上,本文设计的外涵可变几何部件在涵道比 0.9~1.2 范围内气动性能最优,总压损失最小;涵道比 1.2~1.5 时总压恢复系数大幅下降,已逼近临界工作范围;涵道比 1.8 时明显超出适用范围,不符合加力燃烧室工作标准。原因是三角式可变几何部件相当于在流场内部形成了一个内扩阻塞,该种结构势必会导致压力损失过大,而且外涵调节机构后面就是隔热屏,产生的气流分离区也会进一步影响冷却效率从而导致壁面烧蚀发生,而涵道比逐渐增大时,该类外涵可变几何部件在后方造成细长的低速分离区,也会导致燃烧不充分、不完全。

### 3.2 燃烧效率分析

通过研究冷态流场初步确定了该种加力燃烧室外涵可变几何部件压力损失承受范围,进一步研究热态流场性能,从图 9 中可以看出,加力燃烧室各涵道比下热态流场结构正常,流场形态及稳定器回流区分布合理,无大气流分离和低速区,能够保证火焰的稳定燃烧。回流区内局部富油有利于降低回流区燃烧强度,避免火焰贴壁,有助于降低稳定器壁温偏高或局部烧蚀风险。各涵道比下加力燃烧室主稳定器和径向稳定器后均有明显高温区,热态温度分布合理,无异常贴壁高温区。

但是不同涵道比加力燃烧室温度场也有区别,在 0.9~1.8 涵道比区间内都形成了较稳定的温度场,但是外径向稳定器后方火焰流在不同涵道比条件下火焰温度与流型有很大区别,温度值及火焰流型如表 4 和图 9 所示。

表 4 加力燃烧室不同位置温度场统计

B	温度/K	
	稳定器后方 300 mm	整体
0.9	2 366.9	2 825.9
1.2	2 349.2	2 821.3
1.5	1 981.5	2 591.9
1.8	1 875.7	2 461.83

此外大涵道比工况下加力燃烧室外圈有大量未燃区,势必导致燃油利用程度不高,从而影响整个加力燃烧室外径向稳定器后方燃气温度。由于火焰温

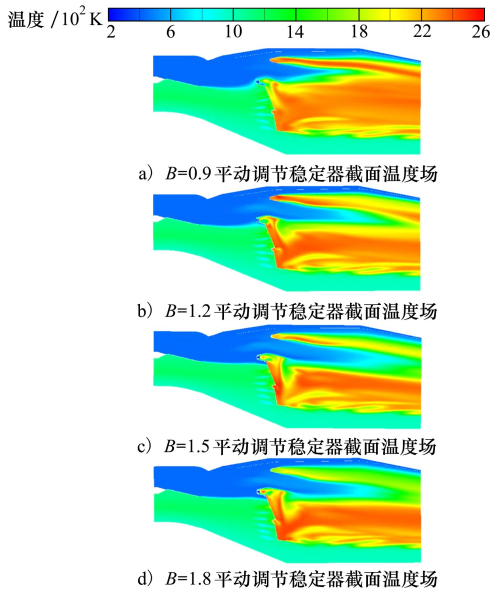


图 9 不同涵道比加力燃烧室温度场分布(状态点 1)

度直接影响加力燃烧室燃烧效率,低涵道比加力燃烧室性能优于高涵道比,热态稳定工作涵道比极限在  $B=1.2$  处。

图 10 展示了不同涵道比  $B=0.9, 1.2, 1.5, 1.8$  下燃烧效率随后涵道引射器调节位置的变化趋势。在相同涵道比条件下,不同调节状态如状态点 1, 2, 3 均对加力燃烧室的冷态与热态性能产生显著影响。燃烧效率随涵道比增大显著降低,  $B=0.9$  时效率最高(0.87~0.90),  $B=1.8$  时最低(仅 0.42~0.45)。不同调节状态对性能有显著影响,同一涵道比下效率最大可相差 0.05。

具体而言,大涵道比( $B=1.8$ )时燃烧效率持续下降,流动不稳定导致在 20~25 cm 区间出现波动;中等涵道比( $B=1.2$  和 1.5)工况呈现非单调变化,尤以  $B=1.2$  在 25~35 cm 区间波动明显,反映出该条件下掺混与流动结构对燃烧更为敏感;小涵道比( $B=0.9$ )燃烧效率整体较高。这一结果说明,低涵道比条件下燃烧性能良好,而大涵道比时则因掺混损失加剧和流动不稳定性的增强,导致燃烧性能显著下降。

综上所述,三角构型因其尖锐前缘结构,在后方形成了明显的气流堵塞区。该区域流速过低,导致燃油喷注后易积聚于隔热屏附近,难以形成充分雾化和混合,致使局部燃油浓度分布不均。这一问题进一步影响热态流场的发展。此外,外涵流速增加导致内外径向稳定器所形成的稳焰范围逐渐收缩,

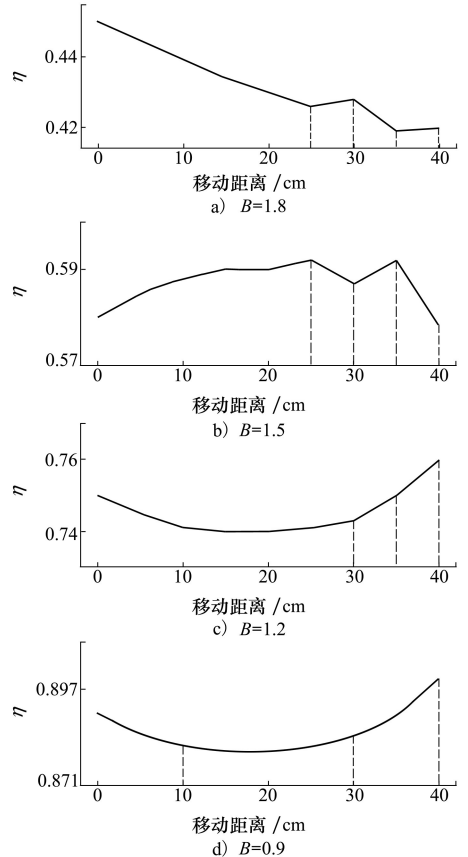


图 10 不同涵道比加力燃烧室燃烧效率曲线

尤其外径向稳定器后方燃气停留时间过短,火焰稳定性减弱,也成为燃烧效率降低的重要原因。

### 3.3 工作状态变化对性能参数影响

本文的后可变面积加力燃烧室采用轴向平动三角形可变几何部件来模拟,由于外涵面积变化是通过改变与混合器的夹角面积达成的,当可变几何部件最下端位于混合器正上方时夹角面积最小,  $S_1=40$  cm 时后涵道引射器处于状态点 3,当可变几何部件向后方移动 0 cm 时夹角面积最大处于状态点 1,并且定义可变几何部件处于移动  $S_2=20$  cm 时为状态点 2。由于可变几何部件在不同移动距离下加力燃烧室处于不同工作状态,因此有必要研究可变几何部件在不同工作状态下总压恢复系数和燃烧效率,来判断外涵可变几何部件工作状态对冷热态流场影响。

图 11 显示了不同工作状态点总压恢复系数沿流向变化趋势,可以发现不同工作状态点总压恢复系数变化趋势十分相似,说明小涵道比下后涵道引射器工作状态变化不会对加力燃烧室冷态性能有很大影响,3 种状态点加力燃烧室压力损失趋势都是

一样的。但是从数值来看,状态点 1 影响最小,在起始段 0.2 直到后部 1.2 区间内,状态点 1 总压恢复系数比其他 2 种状态最大上升 0.001,状态点 2 次之,状态点 3 最大。

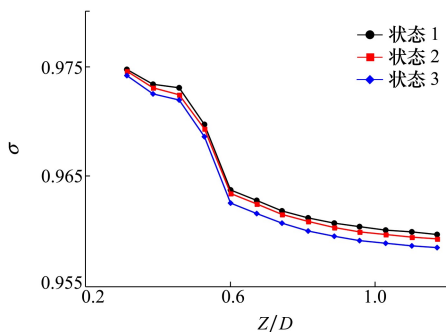


图 11 不同状态点加力燃烧室冷态总压恢复系数曲线

此外,当可变几何部件运动到接近关闭状态时,总压恢复系数会出现波动,幅值可达 0.01,其本质是作动机构几何边界连续变化诱发内部流场结构重构。这一波动主要源于 2 个方面的耦合作用:首先是流动分离,引射器外形及迎角的变化会破坏原有流场,在其后方产生范围与强度不断变化的分离涡结构,直接引起总压损失的阶跃性变化;其次是主流与次流掺混特性的改变,引射器位置决定了两股气流的剪切强度与掺混方式,剧烈掺混会大幅增加湍流耗散损失,而掺混状态的切换便体现为总压恢复系数的波动。正是这些流场物理过程的相互耦合,共同导致了总压恢复系数在曲线上呈现出明显的波动特征。

在该种可变几何部件许可的涵道比范围内(即  $B=0.9 \sim 1.2$  区间内),外涵可变几何部件状态点 2 的燃烧效率最低,状态点 1 和状态点 3 几乎没有区别。但是当  $B$  逼近 1.8 时状态点 1 燃烧效率相较于其余 2 种差值增大了 0.06 左右。原因是从冷态流场可知状态点 1 的后部细长分离区最短,对隔热屏影响最小,因此大涵道比下工作状态变化对燃烧效率影响最大,与冷态结果对应。

进一步研究燃烧效率影响,从图 13 可知,随着涵道比增大,加力燃烧室的燃烧效率从 0.9 下降到 0.45 左右,3 种状态的整体趋势类似,但是随着涵道比越来越大,3 种状态点燃烧效率差值在逐渐增大, $B=0.9$  时,燃烧效率差值最大为 0.02,当  $B=1.8$  时,燃烧效率差值达到了 0.06。说明随着涵道比临近工作极限,外涵可变几何部件工作点对加力燃烧室性

能影响越来越大。

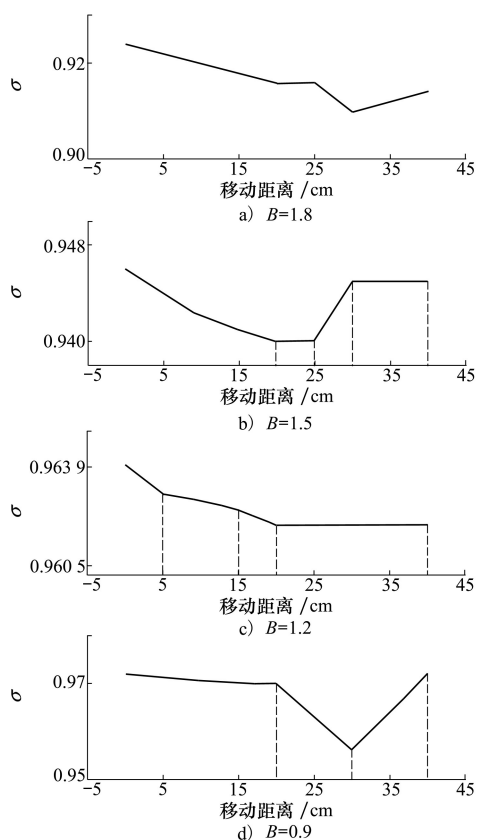


图 12 不同状态点加力燃烧室冷态总压恢复系数随涵道比变化曲线

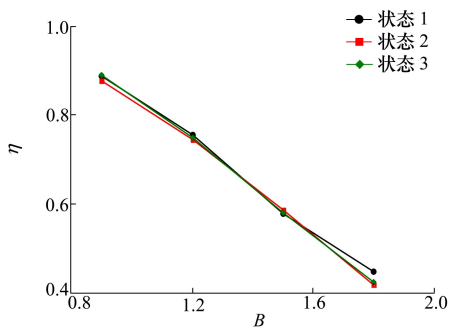


图 13 不同调节状态的加力燃烧室燃烧效率

## 4 结 论

本文通过设计后可变面积加力燃烧室,采用数值模拟方法在加力燃烧室不同涵道比、不同工作状态下后可变面积加力燃烧室总压恢复系数、燃烧效率进行分析,主要得到了如下结论:

1) 在工作状态保持不变的条件下,增大涵道比探索燃烧效率保持合理区间的涵道比范围为 0.9~

1.2, 燃烧效率最低为 0.85。主要温度场下降区间在外径向稳定器后方及加力燃烧室沿程外圈, 而对内涵温度场的影响极为有限, 其平均温度波动幅度小于 1.5%, 峰值温度偏差不超过 2.2%。

2) 外涵可变几何部件的工作状态对后可变面积加力燃烧室性能有显著影响。在相同涵道比下, 状态变化可导致总压恢复系数出现最大 0.02 的差值, 燃烧效率产生最大 0.06 的波动。尽管 3 种状态

下的总压恢复系数均沿流向递减, 但其具体分布因状态不同而存在明显差异。

3) 涵道比增大时, 不同工作状态下燃烧效率与总压恢复系数差值在逐渐升高, 说明随着涵道比增大, 后涵道引射器工作状态对加力燃烧室性能影响会越来越大。当涵道比为 1.8 时, 总压恢复系数最大差值可以达到 0.015, 燃烧效率最大差值可以达到 0.06。

## 参考文献:

- [1] Allan R. General electric company variable cycle engine technology demonstrator programs[C]//15th Joint Propulsion Conference, 1979: 1311.
- [2] French M, Allen C. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[C]//17th Joint Propulsion Conference, 1981: 1594.
- [3] Vdoviak J W, Knott P R, Ebacker J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. R80AEG369, 1981.
- [4] Zhang B, Liu H, Zhou J, et al. Experimental research on the performance of the forward variable area bypass injector for variable cycle engines[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2023, 40(1): 43-47.
- [5] Li Chao, Huang Guo. Preliminary study on mixing mechanism of three-dimensional vortices in the wake of lobe-type rear variable area bypass injector[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2022, 35(6): 04022092.
- [6] Miao J, Fan Y, Wu W, et al. Influence of air-entraining intensity on the afterburner ignition, flame-holding and combustion characteristics[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106063.
- [7] Huang Guo, Li Chao, Xia Chen, et al. Investigations of entrainment characteristics and shear-layer vortices evolution in an axisymmetric rear variable area bypass injector[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(4): 230-244.
- [8] 于海涛, 施磊, 付垚, 等. 变循环发动机后涵道引射器的研究现状与关键技术[J]. 航空发动机, 2024, 50(3): 1-8.  
Yu Haitao, Shi Lei, Fu Yao, et al. Investigation status and key technologies of rear variable area bypass injector of variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2024, 50(3): 1-8 (in Chinese)
- [9] 解俊琪, 贾志刚, 袁善虎. 变循环发动机调节机构研究现状[J]. 航空动力, 2019(4): 43-46.  
Xie Junqi, Jia Zhigang, Yuan Shanhu. Research status of adjustable mechanism of variable cycle engine[J]. Aerospace Power, 2019(4): 43-46. (in Chinese)
- [10] 骆广琦, 李游, 刘琨, 等. 变循环发动机组合变几何调节方案[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2273-2278.  
Luo Guangqi, Li You, Liu Kun, et al. Combined variable geometry regulation schemes for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2273-2278. (in Chinese)
- [11] 窦健, 吴琼. 变循环发动机后涵道引射器调节工况的数值研究[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(3): 195-197.  
Dou Jian, Wu Qiong. Research on operating characteristics of rear variable area bypass circular injector of variable cycle engine [J]. Machine Building and Automation, 2020, 49(3): 195-197. (in Chinese)
- [12] 刘润富, 黄玥, 李臻曜, 等. 波瓣结构后可变面积涵道引射器掺混特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(8): 384-392.  
Liu Runfu, Huang Yue, Li Zhenyao, et al. Numerical simulation of mixing characteristic of rear variable area bypass injector with lobed structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(8): 384-392. (in Chinese)
- [13] 宋宇宽, 雷志军, 张燕峰, 等. 速度比与进口预旋耦合作用下波瓣混合器射流掺混机理分析[J]. 航空发动机, 2022, 48(3): 25-33.  
Song Yukuan, Lei Zhijun, Zhang Yanfeng, et al. Analysis of jet mixing mechanism of lobed mixer under the coupling of velocity ratio and inlet swirl[J]. Aeroengine, 2022, 48(3): 25-33. (in Chinese)
- [14] 韩佳, 孙立业, 张跃学. 变循环发动机双外涵匹配研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 53-57.  
Han Jia, Sun Liye, Zhang Yue. Study on double bypass matching of variable cycle engines[J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 53-57. (in Chinese)
- [15] 陈佳, 胡文兵, 肖双强, 等. 面积比对前可变速涵道引射器性能影响的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(6): 16-21.

- Chen Jia, Hu Wenbing, Xiao Shuangqiang, et al. Numerical simulation study on the effect of area ratio on the front variable area bypass injector performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(6): 16-21. (in Chinese)
- [16] 陈佳, 胡文兵, 陈晓文, 等. 前可变面积涵道引射器特性的试验与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2020, 35(2): 263-271. Chen Jia, Hu Wenbing, Chen Xiaowen, et al. Experiment and numerical simulation on characteristic of front variable area bypass injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 263-271. (in Chinese)
- [17] Zheng J, Chang J, Ma J, et al. Modeling and analysis for integrated airframe/propulsion control of vehicles during mode transition of over-under turbine-based-combined-cycle engines[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95: 105462.
- [18] Hu H, Saga T, Kobayashi T, et al. Research on the vortical and turbulent structures in the lobed jet flow using laser induced fluorescence and particle image velocimetry techniques[J]. Measurement Science & Technology, 2000, 11(6): 698.
- [19] Miao J, Fan Y, Wu W. Influence of air-entraining intensity on the afterburner ignition, flame-holding and combustion characteristics[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106063.

## Numerical study on variable area afterburner with wide bypass ratio

Ma Yinzhang<sup>1</sup>, Wang Zhiwu<sup>2</sup>, Deng Yuanhao<sup>3</sup>, Wang Jian<sup>3</sup>

(1.National Elite Institute of Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2.School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;  
3.Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

**Abstract:** To investigate the impact of variable geometry components on the performance of afterburner, the afterburner of triangular variable connotation components was designed, and the effects of the different state points and duct ratio on the total pressure recovery coefficient and combustion efficiency of afterburner were studied by using the CFD numerical simulation. The results show that the change of working state has significant influence on the working performance of afterburner, the total pressure recovery coefficient of the three state points is above 0.96 and the combustion efficiency is above 0.9 under the small bypass ratio, the difference from the performance parameters among the three state points increases with the increasing of bypass ratio, when the bypass ratio is 0.9 to 1.2, the total pressure loss of the afterburner is smaller, the combustion efficiency is better, the total pressure recovery coefficient is the lowest 0.962, the combustion efficiency is the lowest 0.897, and when the bypass ratio is 1.2 to 1.5, The pressure loss of afterburner is in the tolerance range, but the combustion efficiency begins to decrease greatly, and the combustion efficiency is only 0.58 when the total pressure recovery coefficient is 0.941, and when the duct ratio is 1.5 to 1.8, the afterburner is very poor in both pressure loss and combustion efficiency, and the total pressure recovery coefficient is 0.92, while the combustion efficiency is only 0.446.

**Keywords:** variable bypass duct mechanism; bypass ratio range; working state; total pressure recovery coefficient; combustion efficiency

**引用格式:**马胤章, 王治武, 邓远灏, 等. 宽涵道比后可变面积加力燃烧室数值研究[J]. 西北工业大学学报, 2026, 44(1): 27-35.

Ma Yinzhang, Wang Zhiwu, Deng Yuanhao, et al. Numerical study on variable area afterburner with wide bypass ratio[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2026, 44(1): 27-35. (in Chinese)