

文章编号: 1000-8055(2023)09-2084-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220188

进口不均匀来流下典型稳定器流场特性研究

刘云鹏, 段争梁, 邸 东, 颜应文
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为探究加力燃烧室典型稳定器在近似真实来流进口条件下的流场特性, 通过用户自定义函数给定进口边界非均匀进气条件(包括速度不均匀和余旋角不均匀), 采用雷诺平均方法对某一体化模型加力燃烧室典型稳定器的冷态流场进行了数值模拟, 获得了一体化加力燃烧室流场结构、总压损失、流阻损失系数等特征。数值计算结果表明: 1) 凹腔-中心锥回流区轮廓随速度不均匀度增加而逐渐增大, 支板后回流区轮廓随速度不均匀度增加而减小; 随余旋角不均匀度增大, 凹腔-中心锥回流区轮廓向内缩小, 而支板后回流区沿径向向内增大; 2) 余旋角度大于 15° 时, 支板整流性能显著减弱, 在支板压力面气流分离形成回流区, 增大燃烧室流动损失; 3) 随着速度不均匀度或余旋角不均匀度的增加, 总压损失及流阻损失系数增大; 此外, 余旋角度将会增加速度的变化率。

关 键 词: 一体化加力燃烧室; 典型稳定器; 不均匀来流进口; 流动特性; 加力燃烧室流动数值计算
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Investigation on the flow field characteristics of typical flameholder with non-uniform inflow

LIU Yunpeng, DUAN Zhengliang, DI Dong, YAN Yingwen

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to investigate the flow field characteristics of the typical stabilizer of afterburner under the inlet conditions similar to the actual incoming flow, the non-uniform inlet conditions (including non-uniform velocity and non-uniform cosine rotation angle) were given through the user-defined function. Then the cold flow field of the typical stabilizer of an integrated model was numerically simulated using the Reynolds average method. The flow field, total pressure loss and flow resistance loss coefficient were studied. The numerical results showed that: 1) The recirculation zone of the cavity on central cone wall increased gradually with the increase of the velocity non-uniformity, while the recirculation zone of stabilizer decreased. With the increase of non-uniform cosine rotation angle, the reflux flow of the cavity of central cone decreased inward, while the reflux flow of stabilizer increased radially inward. 2) When the cosine rotation angle was greater than 15° , the flow rectification performance of the stabilizer was significantly weakened, and the flow separation on the pressure surface formed a reflux zone, which increased the flow loss of afterburner. 3) The total pressure loss and flow resistance loss coefficient increased with the increase of velocity nonuniformity and cosine rotation angle nonuniformity. In addition, the cosine rotation angle could increase the velocity variation rate.

收稿日期: 2022-04-02

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0004-0047)

作者简介: 刘云鹏(1992—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧技术、燃烧不稳定相关研究。E-mail: ypliu@nuaa.edu.cn

通信作者: 颜应文(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧技术相关研究。E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘云鹏, 段争梁, 邸东, 等. 进口不均匀来流下典型稳定器流场特性研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2084-2096. LIU Yunpeng, DUAN Zhengliang, DI Dong, et al. Investigation on the flow field characteristics of typical flameholder with non-uniform inflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2084-2096.

Keywords: integrated afterburner; typical flameholder; non-uniform inflow; flow characteristic; computational fluid dynamics in afterburner

下一代战机向着更高机动性能方向发展,要求航空发动机具有更高的温升和更低的流阻等特性,因此面对更加先进的燃烧室结构,提出了更加高效的燃烧组织机理。在上述要求下衍生出多种加力燃烧室结构,如一体化加力燃烧室结构^[1],此时的加力燃烧室稳定器具有稳定火焰、提供燃油供给及保证充分冷却等功能^[2-4],目前一体化结构较大的减少燃烧室质量,提升燃烧室性能,但上述的支板等多功能稳定器大部分仍处于预研状态,需要进一步地探索。

应用于航空发动机燃烧室的凹腔、支板等典型稳定器结构在国内外均有相关的研究,在公开的文献中,凹腔大多被应用于超声速流动的燃烧中,而在亚声速领域内的研究相对较少。李峰等人^[5-6]提出了整流支板和火焰稳定器一体化设计的方案,对矩形试验件进行了相关的研究,结果表明一体化设计有利于降低流阻、提高性能。Jiang 等人^[7]对具有富油-猝熄-贫燃(RQL)的凹腔驻涡燃烧室中的回流区流场结构对猝熄气流与其他气流的掺混机理以及猝熄区和驻涡区的湍流强度变化作了相应研究。Li 等人^[8]研究了凹腔驻涡燃烧室的4种不同支板高度对燃烧性能的影响,发现支板高度导致进入凹腔区域的主流空气流量增大,且当地的湍流强度增大,这导致了点熄火性能降低。黄夏等人^[9]探究了凹腔稳定器冷态流场对点火特性规律的影响,表明凹腔内部冷却空气压力及速度等有关。王方等人^[10]对带凹腔的支板稳定器的火焰稳定性进行探究,带凹腔结构要优于不带凹腔结构。

在真实航空发动机中,受到进气攻角、进气道流形、入口形状等因素的影响,燃烧室出口流场不均匀,而燃烧室的下游为涡轮,布置有曲叶片,导致加力燃烧室进口的气流为非均匀流,因此有必要开展进口气流条件对流动及燃烧特性的影响规律。熊兵等人^[11]研究了燃烧室涡轮转子不同叶尖间隙下出口的三维流场形态,表明在涡轮叶片后速度沿径向方向是不均匀分布的。同时在涡轮后气流的偏转角不均匀(即存在余旋角)。王枫等人^[12]认为燃烧室进口非均匀的影响公开研究较少的原因在于非均匀进口的流型难以确定,故其根据进气道出口流型提出了三种入口质量通量非均匀流型。国内目前试验研究和数值模拟非均匀流主要是针对二维燃烧室模型,如张炎、黄

亚坤等人^[13-15]使用孔板结构构建了不同的速度不均匀场,探究了速度不均系数与点熄火油气比的关系发现:随速度不均匀度的增加,熄火油气比先增大后减小。文清兰等人^[16]研究了进口气流角对加力燃烧室流场的影响,结果表明:随气流角增加,燃烧室内涵进口速度的不均匀度、流阻损失增大,整流支板的流通能力降低。梁志鹏等人^[17]研究发现进口流场再径向和周向畸变使燃烧室出口温度场不均匀下增加,温度场的分布不均匀性恶化。赵硕、王梅娟等人^[18-19]研究发现进口无整流叶片的不均匀流对燃烧出口温度分布具有负效应,燃烧室进口气流偏转角一定程度上能够促进燃油空间分布更加均匀。秦伟林等人^[20]对凹腔-支板稳定器组合模型燃烧室进行研究时发现,气流偏转角大于 9° 时,支板稳定器的整流效果减弱;回流区的宽度随进口马赫数的增加而增大。

上述研究表明,稳定器研究多集中于凹腔或支板单种形式,对于多稳定器组合模式的研究较少。此外,耦合进口气流不均匀后的研究对象多集中于二维矩形结构,对于扇形结构的研究较少。同时由于实际不均匀进口难以复现,速度进口不均匀多以二维形式出现,目前对余旋角的研究较少,仅多见于以气流偏转角的形式模拟直涡轮叶片出口气流,其扭转叶片后的气流几乎未见相关报道。综上,开展一体化加力燃烧室扇形多支板稳定器组合型式的不均匀进口来流对于冷态流场的影响是非常必要的。因此本文对某支板一体化的带凹腔稳定器的加力燃烧室在非均匀进气来流条件下的冷态流场特性进行数值探究,研究成果为一体化加力燃烧室的设计和优化提供基础。

1 物理模型与研究方法

1.1 典型稳定器模型

模型加力燃烧室典型稳定器的结构方案如图1所示,其主要由扩压器、支板稳定器、凹腔稳定器以及中心锥等部件构成。模型加力燃烧室不包含外涵通道以及混合器等结构。涡轮出口的高速来流经过扩压器扩压减速,在经过整流支板后速度的均匀性增加,随后参与火焰稳定器的喷油燃烧。通过支板稳定器及中心锥上的凹腔稳定器实现火焰稳定,其中凹腔稳定器具有点火和周向联焰功能,而支板稳定器具有径向稳火燃烧功能。

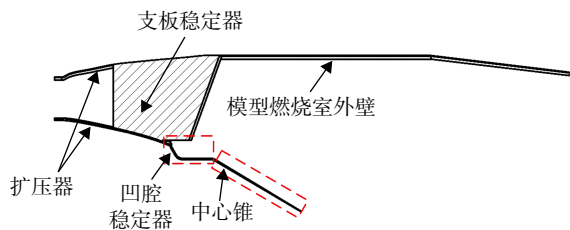
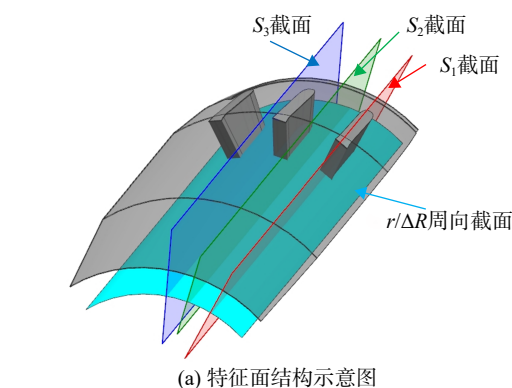


图1 模型加力燃烧室典型稳定器二维剖面位置示意图

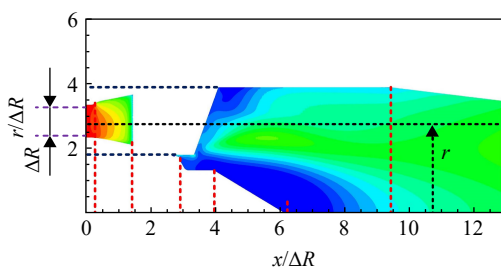
Fig. 1 Two-dimensional profile position diagram of typical stabilizer in model afterburner

本文的计算域如图2(a)所示,计算域为模型加力燃烧室扇形三支板结构,其扇形角为 67.5° ,支板稳定器沿周向均匀布置,支板间夹角为 22.5° 。为了便于后续对流场结果进行讨论分析,图2(a)标示了选取的特征面位置,其中截面 S_1 、 S_2 、 S_3 分别表示过右侧支板中心、相邻支板间距中心以及中间支板中心的截面, $r/\Delta R$ 表示以中心锥中心轴线位置为原点,半径为 r 的过稳定器的无量纲圆柱截面,以便分析周向方向流场结构变化。图2(b)是将计算模型做无量纲化后的尺寸示意图,图中 $r/\Delta R$ 为进口高度, r 为轴向方向的流动距离, r 为绕中心锥中心轴线旋转的圆柱面半径。本文将进口向上游延长 0.87 ,即 ΔR 图中坐标范围为 $-0.87 \sim 12.87$ 。

本文的进口来流工况条件如表1所示。根据



(a) 特征面结构示意图



(b) 几何体无量纲长度示意图

图2 模型燃烧室无量纲示意图

Fig. 2 Dimensionless schematic diagram of model combustion chamber

进口来流条件,设置模型加力燃烧室的进口边界条件,燃烧室进口为质量流量入口边界条件,出口采用压力出口边界条件,由于加力燃烧室出口压力未知,初次计算时通过假定压力值,计算中通过调整压力值使进口来流马赫数 Ma 为 0.35 ,固体壁面均采用无滑移固体边界条件,侧壁采用旋转型周期性边界条件。考虑可压缩性影响,流体选择理想气体。

表1 进口来流气动条件

Table 1 Aerodynamic conditions of inlet flow

进口总压/kPa	进口马赫数 Ma	进口总温/K	进口质量流量/(kg/s)
155	0.35	1 075	3.489

本文在上述进口来流条件下,将进口不均匀分为速度不均匀和余旋角不均匀两大类;其中,根据熊兵等人^[11]试验测定涡轮后速度分布结果,速度分布沿径向中间小而两侧偏大,本文设置进口速度不均匀的分布曲线为单峰二次方程曲线,方程 $v = a(r - \Delta R/2)(r - \Delta R/2) + c$ 曲线中, v 为进口合速度沿径向分布,该速度垂直于进口面, r 代表径向高度, a 为常数, c 为峰值速度。本文仅探究速度峰值位于进口高度一半时的速度不均匀情况,根据速度不均匀度 δ_v 定义(如式(1)所示)

$$\delta_v = \frac{v_{x-\max} - v_{x-\min}}{v_{\text{ave}}} \times 100\% \quad (1)$$

设置表2中 case2~case4: $\delta_v=30\%$, 40% , 50% 三种不均匀度,在不同工况下 X 方向分速度分布如图3(a)所示。不均匀度按照式(1)计算, $v_{x-\max}$ 和 $v_{x-\min}$ 表示垂直于进口面上速度的最大值和最小值, v_{ave} 表示进口平均速度。

涡轮扭转叶片的存在导致加力燃烧室进口的气流速度与轴向存在一定夹角(如图3(b)所示),该夹角将合速度分解为轴向速度和切向速度,即 $V_{\text{axial}} = V \cdot \cos \alpha$,则夹角 α 称为余旋角,不同径向位

表2 燃烧室进口变量

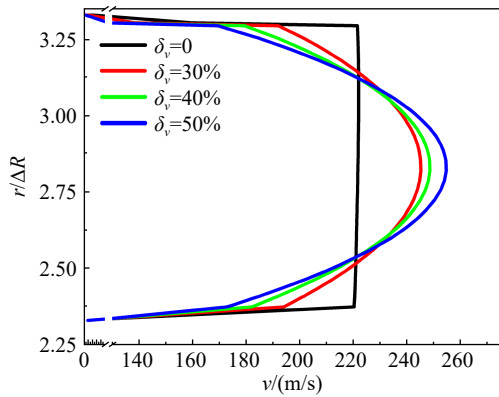
Table 2 Combustion chamber inlet variables

工况	不均匀类型	δ_v	进口马赫数 Ma
case1	均匀流	0	0.35
case2	速度不均匀进口	30%	0.35
case3		40%	0.35
case4		50%	0.35
case5	余旋角不均匀进口	12.5%	0.35
case6		13.4%	0.35
case7		14.3%	0.35

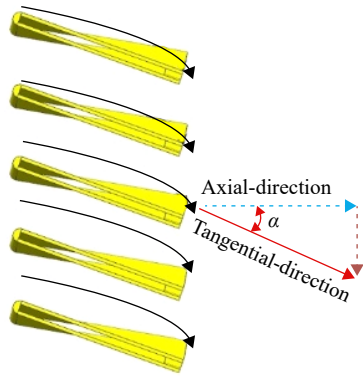
置的不均匀度分布如图3(c)所示。本文根据某型涡轮扭转叶片,在加力燃烧室进口设置沿径向变化的气流偏转角,其沿径向分布形式为 $\theta = \alpha \cdot r - \theta_0$, α 和 θ_0 为常数。根据余旋角沿径向分布范围分别为 $5^\circ \sim 15^\circ$ 、 $10^\circ \sim 20^\circ$ 、 $15^\circ \sim 25^\circ$ 三种形式时,由余旋角不均匀度(如式(2)所示)的定义:

$$\delta_\alpha = \frac{\alpha_{\max} - \alpha_{\min}}{90^\circ - \alpha_{\text{ave}}} \times 100\% \quad (2)$$

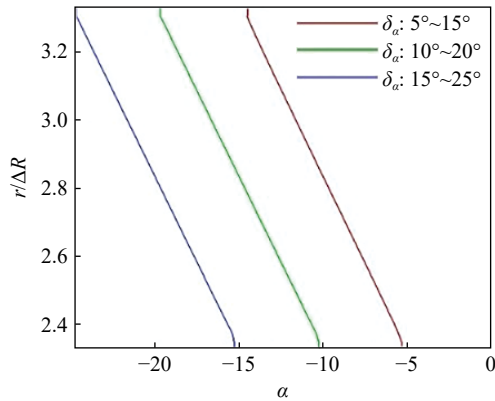
设置表2中 case5~case7 三种余旋角不均匀



(a) 速度不均匀分布形式



(b) 余旋角定义



(c) 余旋角沿径向分布范围

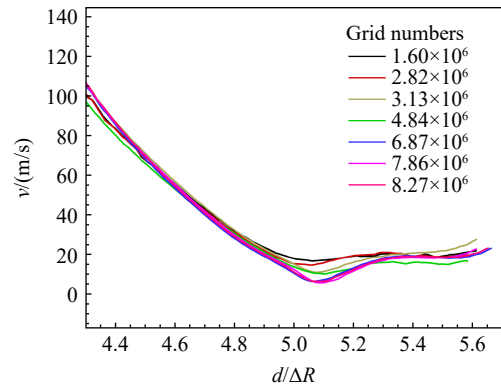
图3 不均匀进口分布形式及余旋角定义

Fig. 3 Non-uniform inlet distribution and definition of co-rotation angle

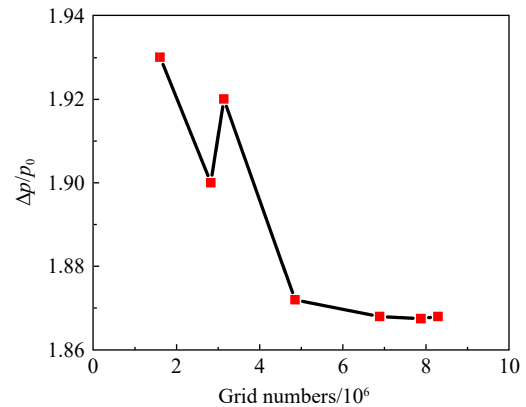
度为 12.5%, 13.4%, 14.3%。最终本文研究的工况范围如表2所示。

1.2 计算方法

在 ICEM 平台进行网格划分,采用四面体结构为主的非结构化网格,研究中主要关注稳定器区域的变化,对支板、凹腔稳定器周围区域进行加密。图4为模型加力燃烧室在不同网格数目下的结果。其中图4(a)表示随着网格数目的增加,网格数目大于 786 万时,在支板后速度大小逐渐一致;图4(b)进出口总压损失则表明当网格数目大于等于 687 万时网格数目对于计算结果的影响可以不计。因此最终本文的网格数量不小于 786 万。



(a) 支板稳定器后速度分布



(b) 燃烧室进出口总压损失

图4 网格无关性验证

Fig. 4 Verification of grid independence

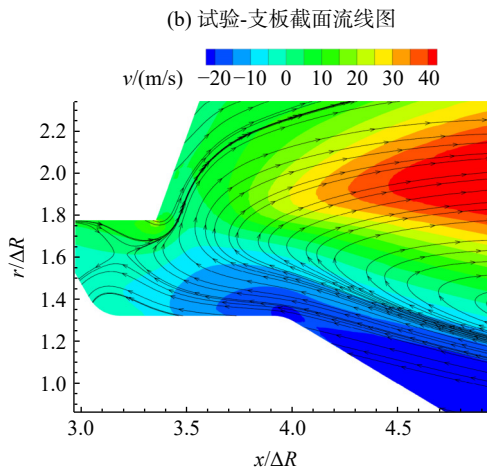
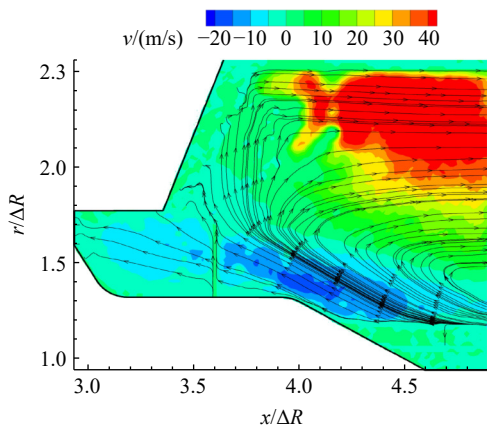
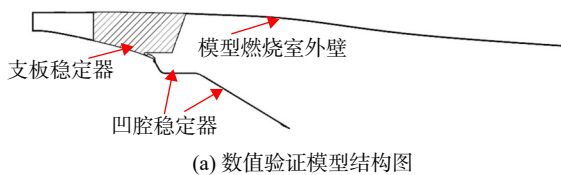
控制方程为 Navier-Stokes(N-S) 方程,湍流模型采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,壁面函数选用标准壁面函数,压力速度耦合采用压力耦合方程组的半隐式方法(semi-implicit method for pressure linked equations, SIMPLE)算法,动量方程及湍流动能方程等空间离散采用二阶迎风格式。

1.3 数值方法验证

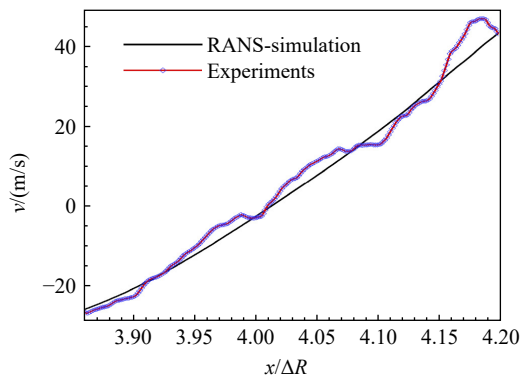
选择基于图1的模型加力燃烧室搭建的试验

模型,对试验模型进行数值模拟,通过试验结果来验证本文的数值计算方法。其中数值验证模型如图5(a)所示,该模型基于图1沿径向缩比而获得,并以此建立了模型燃烧室试验件,开展了粒子图像测速(PIV)试验验证,具体试验结果和数值计算结果如图5(b)~图5(d)所示,验证工况如表3所示。

结果图中 ΔR 为图1模型的进口高度。试验支板后截面所拍摄径向最大高度为 $r/\Delta R=2.3$ 低于数值计算结果 $r/\Delta R=2.7$ 。流线结果表明,在支板后存在凹腔-中心锥大回流区,其位置基本与数值计算结果一致。图5(d)为选取坐标为(3.85, 1.43)、(4.2, 2.28)的直线,该直线同时穿过凹腔和支板后的流动区域,为本文所关注的重点区域,并比较其轴向速度分布,结果表明,试验与数值模拟基本吻合。上述试验结果验证了所采用的数值方法的准确性。



(c) 数值计算-支板截面流线图



(d) 轴向速度分布曲线图

图5 数值方法验证模型及结果对比

Fig. 5 Numerical method to verify the model and compare the results

表3 数值方法验证时工况表

Table 3 Numerical method validation working condition table

进口马赫数	进口质量流量/(kg/s)	进口温度/K	进口静压/kPa
0.25	1.723	518	113.94

1.4 性能介绍

为了揭示和评估模型燃烧室火焰稳定器性能,本文分别定义总压损失、流阻损失系数、沿程速度变化率以及回流区回流量占比四个参数。各参数表达式如下:

1) 总压损失

$$\frac{\Delta p}{p_0} = \frac{p_{\text{local}}^* - p_{\text{in}}^*}{p_{\text{in}}^*} \times 100\% \quad (3)$$

式中 p_{local}^* 代表沿进口轴向不同横截面的质量加权平均总压值, p_{in}^* 代表进口总压。

2) 流阻损失系数

$$\phi = \frac{p_{\text{in}} - p_{\text{local}}}{0.5 \rho_{\text{local}} v_{\text{local}}^2} \quad (4)$$

式中 p_{in} 代表进口静压, p_{local} 表示沿进口轴向当地横截面上的质量加权静压值, ρ_{local} 表示选取横截面上质量加权密度值, v_{local} 表示当地合速度值。

3) 沿程速度变化率

$$v' = \frac{v_{\text{in}} - v_{\text{local}}}{v_{\text{local}}} \quad (5)$$

式中 v_{in} 表示进口截面合速度值, v_{local} 表示当地合速度。

4) 回流区回流量占进口流量比值

$$\dot{m} = \frac{\int \rho v dA}{m_{in}} \times 100\% \quad (6)$$

式中 ρ 代表等值面上微元体的密度, v 是轴向速度为零(本文即 $v_x=0$)等值面上单元体的法向速度(计算时方向仅取垂直于等值面内), dA 代表等值面上微元体的面积, m_{in} 代表进口回流量,式(6)即对图6中的等值面进行积分。

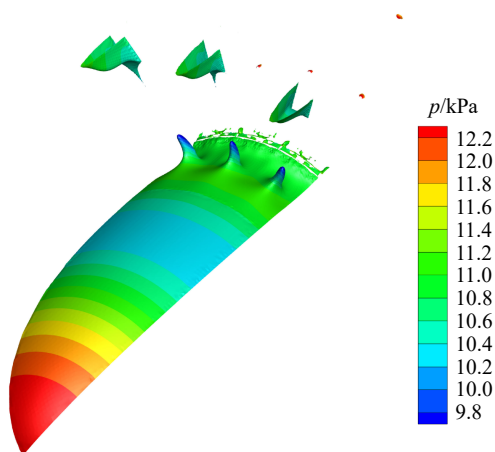


图6 三维等值面($v_x=0$)

Fig. 6 3D isosurface ($v_x=0$)

2 结果与讨论

2.1 速度不均匀的影响规律

图7是进口为均匀流时主流通道截面和过隔板截面的流线分布图。在燃烧室气流的流动过程中,进口气流经扩压器扩压减速,向稳定器区域流动,至凹腔稳定器区域结构突扩,产生逆压力梯度,使气流在凹腔区域至中心锥区域发生分离形成凹腔-中心锥大回流区结构。经过隔板尾缘的气流,由于隔板尾缘为低压区,主流上靠近低压区外缘气流在逆压力梯度作用下往上游流动形成回流区(图7(c)所示)。经过稳定器后的气流在微缩的燃烧室通道气流逐渐增速减压至出口。

图8是工况 case1 和 case4 时 S_2 截面上的轴向速度分布,图8(a)表明均匀流在扩压器中径向速度分布较为均匀,仅扩压器上下壁面存在低速区。图8(b)随不均匀度增加,扩压器中高速区的较为集中分布,扩压器上下壁面与中心的速度大小差异明显,同时不均匀度增加,主流的核心高速(速度大于 180 m/s)区轴向分布长度逐渐增加。为定量比较不同的均匀度下扩压器中的流动,本文定义 $m_{flux} = \rho v_x$, m_{flux} 即等于当地轴向速度乘当地密度,该值可视为微元体通量。选取 S_2 截面上

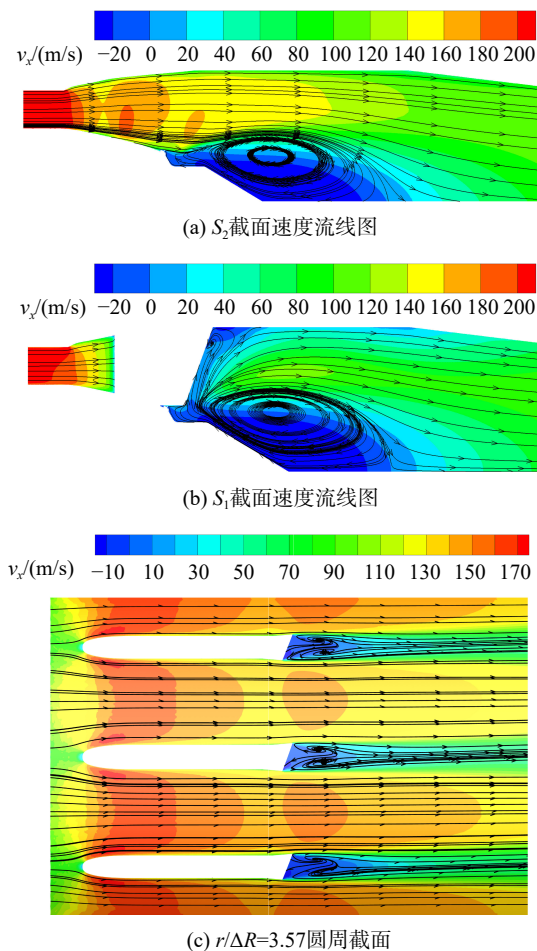


图7 均匀流时不同截面流场结构分布图

Fig. 7 Distribution of flow field structure in different cross sections under uniform flow

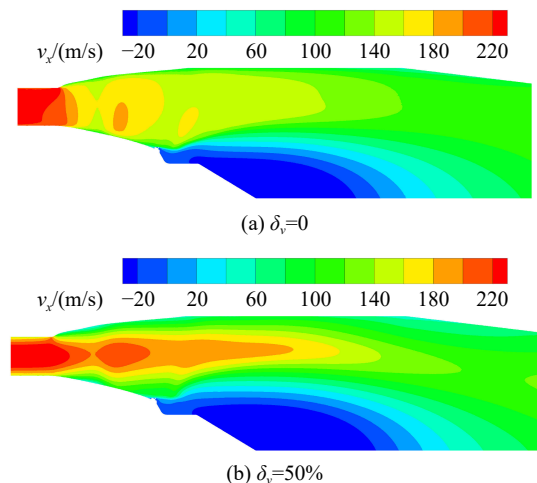


图8 进口速度不均匀分布时 S_2 截面速度分布示意图

Fig. 8 The velocity distribution diagram of S_2 section when the inlet velocity is unevenly distributed

处于扩压器段的不同的 $x/\Delta R$ 比较 m_{flux} 沿径向分布,结果如图9所示。结果表明,流体在扩压器流动过程中 flux 值的分布基本相同,即均匀流在

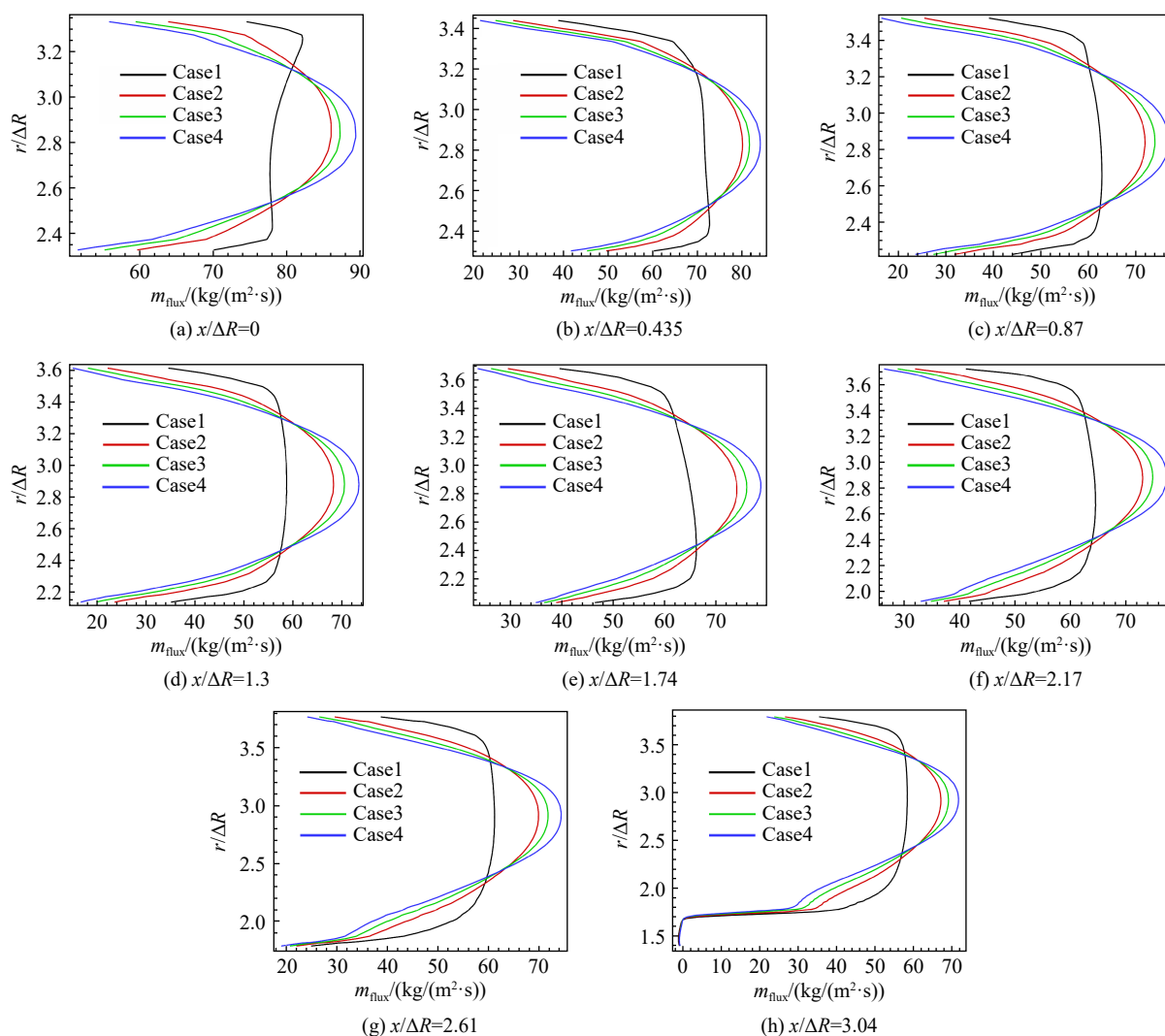


图9 扩压器段轴向速度沿径向分布示意图

Fig. 9 The axial velocity distribution along the radial direction of the diffuser section

整个流动过程中径向分布基本均匀,其值从 $80 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 随流动减小为 $58 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 而不均匀流的分布形式为中间大、径向两侧小, 对比结果表明扩压器对速度不均匀流动的扩压减速作用降低, 不均匀气流流经扩压器后尽管平均速度降低, 但由于具有最大通量的速度区域(即图中峰值)值改变较小, 仅从 $87 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 减小为 $75 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 且扩压器壁面上下两侧具有较小通量的区域速度值改变较大, 从 $60 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 减小为 $30 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 所以整体而言扩压作用并不显著。

扩压器是按照进口均匀流条件设计, 扩压器的中心流线与速度梯度和压力梯度密切相关, 当入口为非均匀流时流动处于非设计状态点, 速度不均匀流时如图9所示, 进口大部分流体流动过程中主要集中于中间区域, 同时该部分气流量较大, 不易向上下两侧扩张, 所以扩压器性能下降。图10为进口至扩压器段的沿程总压损失分

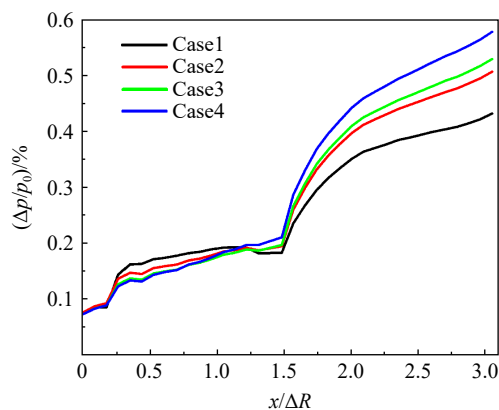


图10 速度不均匀分布时扩压器段沿程总压损失分布

Fig. 10 Distribution of total pressure loss along the diffuser section when the velocity is unevenly distributed

布, 各进口条件下沿程总压损失分布基本一致, 但具体来说, 随着不均匀度增加, 沿程总压损失主要存在两个变化, 在 $x/\Delta R=0.25 \sim 1.46$ 段, 此时

扩压器张角较小, 高速主流距两侧距离也较小, 在不均匀度大时靠近壁面附面层的主流速度较低, 所以壁面与流体的黏性损失作用较小, 所以此时总压损失随不均匀度的增加而逐渐减小。第二个变化处于 $x/\Delta R=1.46\sim 3.0$ 段, 该段处于支板前缘至凹腔稳定器前缘, 一方面支板的存在使得燃烧室通道的阻塞比增加, 增加了流动阻力, 使损失增大; 另一方面扩压器扩张角增大, 径向距离增加, 使壁面处的黏性损失增大, 同时随速度不均匀度的增加使流体间的速度梯度增大, 流体的黏性剪切力作用下, 流体的流动损失增大。综上所述, 速度不均匀度的增加降低了扩压器扩压减速性能, 增大了流体的总压损失。

图11表示以沿流向速度等于零的等值线定性表示不同进口条件下回流区轮廓。图11(a)和图11(b)是模型燃烧室在支板后截面和主流通道截面的回流区示意图。结果表明回流区结构由凹腔-中心锥一体化的大回流区及支板后的小回流区构成, 随着速度不均匀度的增加, 由于高速区气流径向位置径向较均匀流要更大, 同时静压较低, 导致回流区向外移动, 导致凹腔和中心锥一

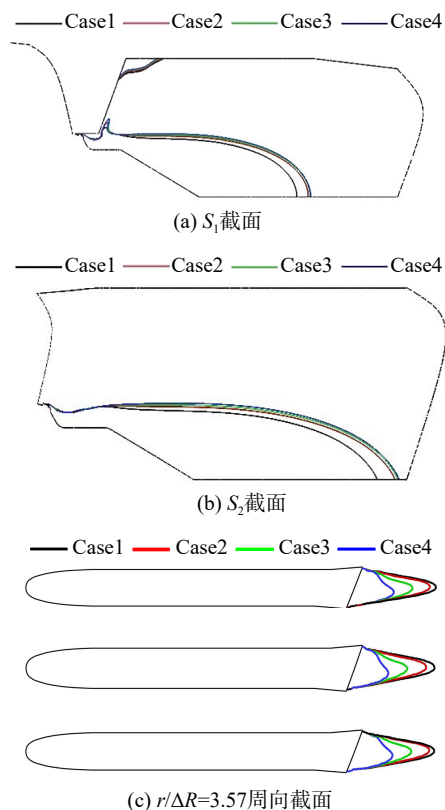


图11 不同进口条件下 $v_x=0$ 速度等值线分布示意图

Fig. 11 The contour distribution of $v_x=0$ under different inlet conditions

体化的大回流区结构增大。凹腔回流区的径向的逆压力梯度增加, 导致支板后的回流区收到挤压, 支板后回流区沿外壁面收缩。图11(c)表示当 $r/\Delta R=3.57$ 时周向截面支板后回流区轮廓示意图, 随着速度不均匀度的增加靠近上下壁面的流体速度逐渐降低, 所以流体经过支板尾缘后发生流动分离的距离越短, 形成的回流区轮廓越小。通过分析回流区结构发现, 加力燃烧室中的两个回流区将产生相互作用, 互相耦合。

针对回流区回流量的统计结果如图12所示。同回流区结构大小变化一致, 模型加力燃烧室凹腔-中心锥大回流区回流量随不均匀度增加逐渐增大, 支板后回流量逐渐减小。速度不均匀度增大了凹腔回流区的轮廓, 流量增加对于点火状态下点火油气比不利; 而支板后回流区的缩小, 回流量减少将会影响喷油杆燃油的稳定燃烧和完全燃烧。

图13表示速度进口不均匀下模型加力燃烧室沿程性能参数。结果表明: 总压损失随进口不

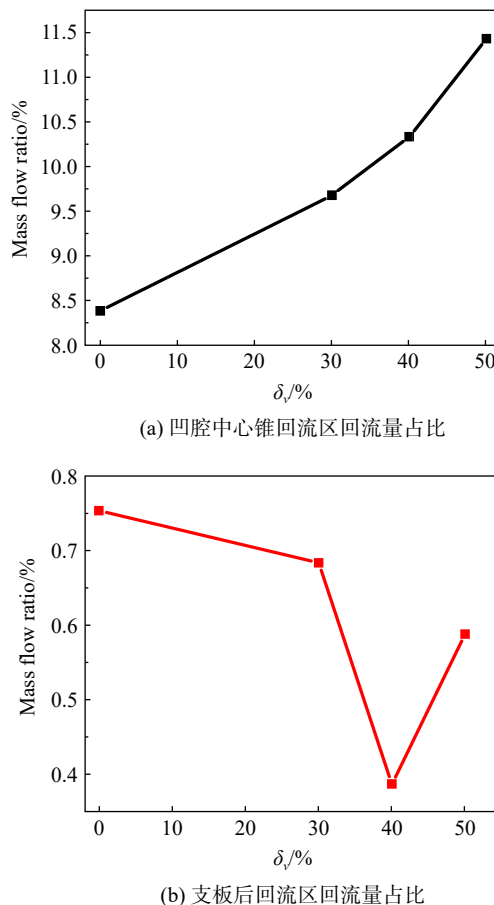


图12 不同进口条件下回流区流量占进口流量比值统计

Fig. 12 Statistics of the ratio of reflux zone flow to inlet flow under different inlet conditions

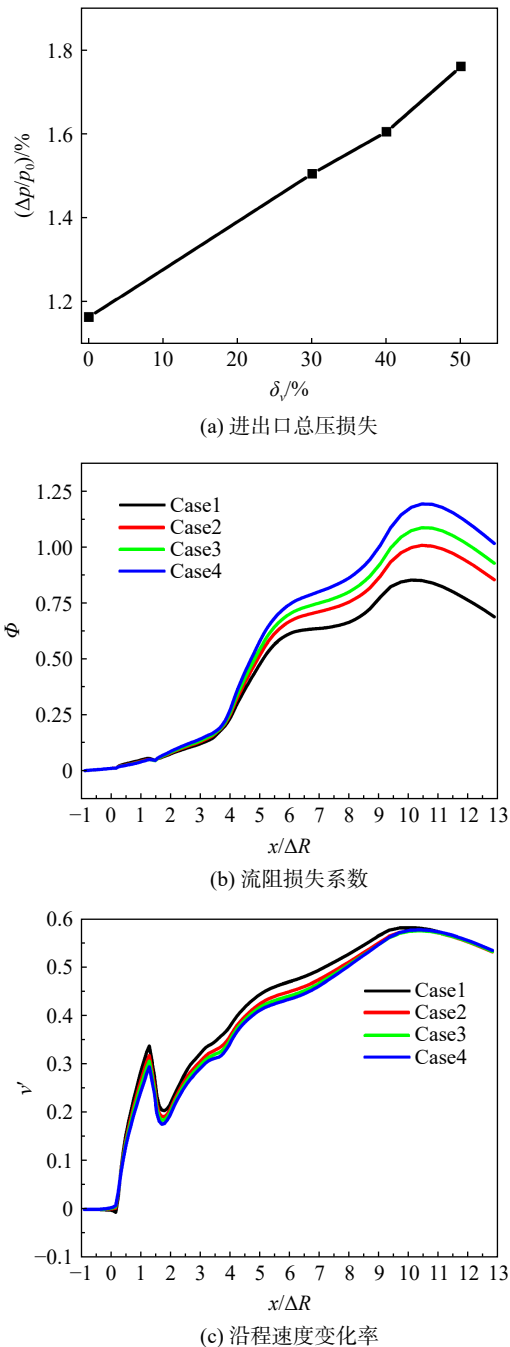


图13 速度不均匀下燃烧室冷态沿程参数变化

Fig. 13 The variation of cold-state parameters along the combustion chamber under non-uniform velocity

均匀度的增加而逐渐增大,原因是不均匀度增加使得沿程截面上的中心速度与上下两侧速度梯度增大,增大了黏性剪切力,使得损失增加,同时凹腔回流区的轮廓增大也使得总压损失增大。其次,流阻损失系数随不均匀度增加逐渐增大,由图可得,流阻损失主要发生于凹腔-中心锥回流区($x/\Delta R=3\sim 9$);最后,从沿程速度变化率来看,随不均匀度增加出口速度变化率基本不改变,这是因为经过支板及出口渐缩段的整流作用,出口的速

度方向基本平行出口法向,而冷态下温度、压力变化较小,而各工况流量大小基本一致,所以各个不均匀度下出口速度大小变化较小。但是在扩压段及回流区段($x/\Delta R=3\sim 9$),随速度不均匀度的增加速度变化率减小。

2.2 余旋角不均匀的影响规律

流动通道中支板增加了流动阻塞比,气流进入扩压器后会在支板前缘发生滞止,后沿支板两侧继续向下游运动,图14展示了不同余旋角范围下气流在支板的滞止范围(滞止点如图中黑色虚线所示)随余旋角的增大,滞止区域由支板前缘对称点向右侧翼区移动,余旋角越大,距中心距离越远。支板对于带偏转角的气流起到整流的作用,选取 S_2 截面上无量纲坐标为(0, 0, 2.83)、(12.87, 0, 2.83)的一条直线,选取了其上周向速度沿流向方向的分布,并与均匀流下速度分布进行比较,结果如图15所示。对于均匀流,在 $x/\Delta R=0.5\sim 1.5$ 段,由于下游支板前缘为翼型结构,同时流通面积缩小,所以致使上游流体沿支板翼型角发生一定偏转而产生周向速度,继续沿下游运动支板对其整流使气流基本呈均匀分布。对余旋角气流而言,经过支板前缘($x/\Delta R=1.5$)后周向气流速度大幅度减小,产生上述变化主要是由于气流在前缘及侧壁的滞止作用。

尽管各偏转角度下气流在周向方向的偏转减

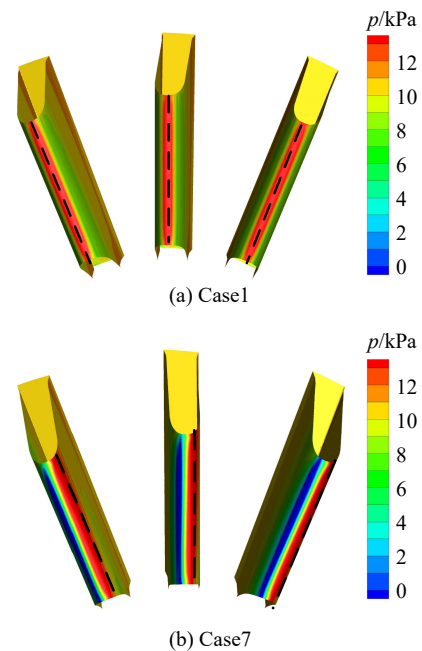
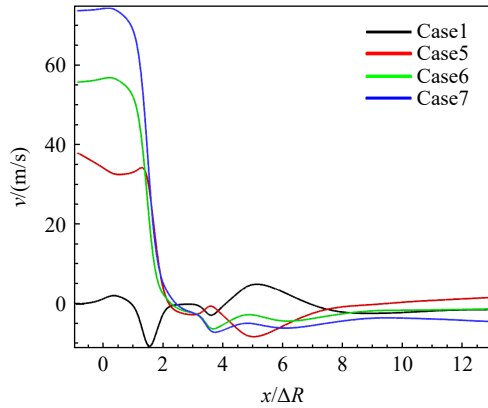


图14 不同余旋角范围下支板前缘滞止区示意图

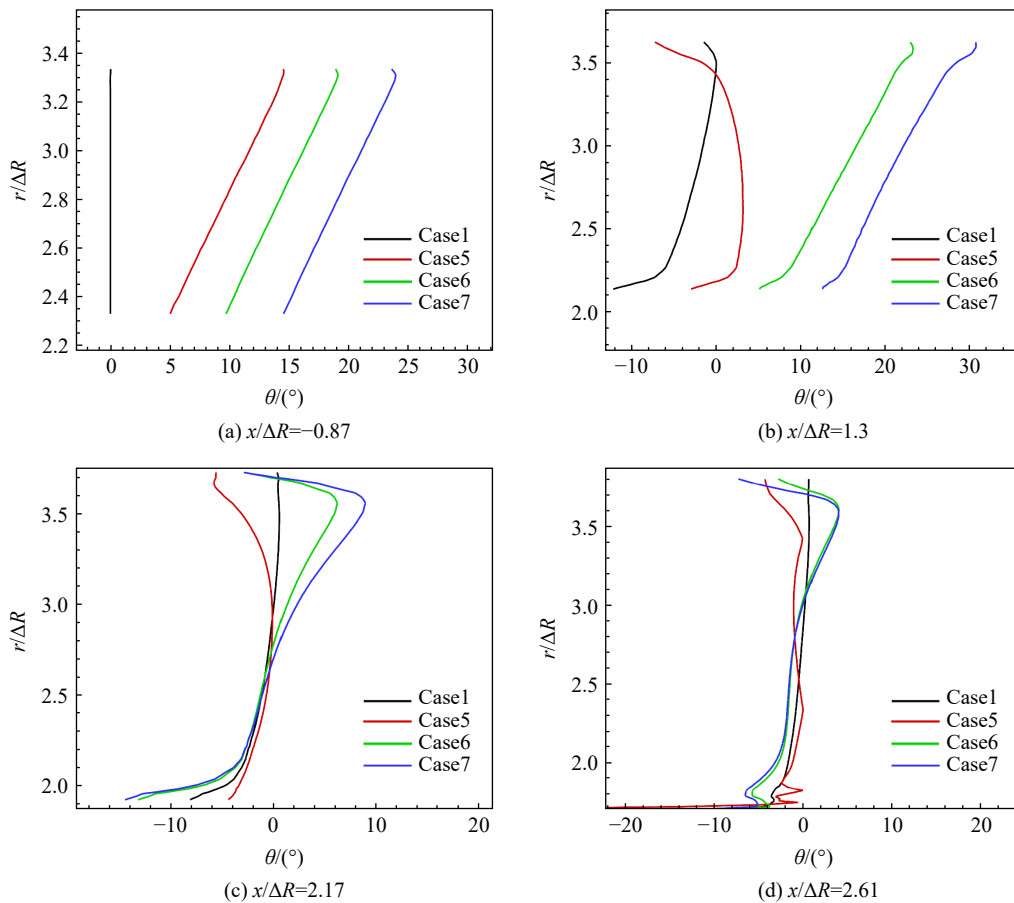
Fig. 14 Schematic diagram of the stagnation zone at the leading edge of the strut under different co-rotation angles

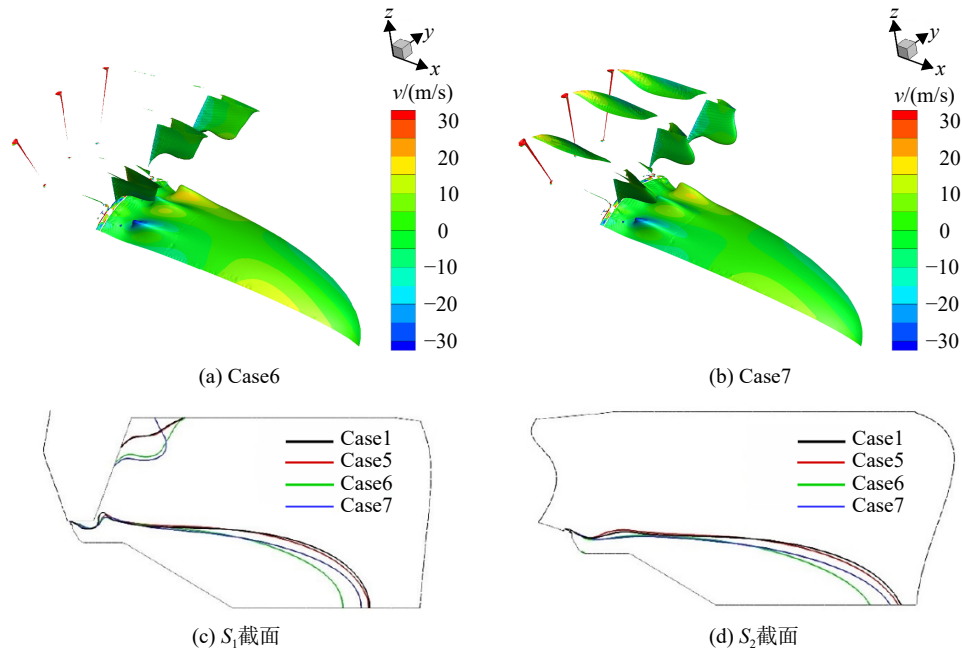
图 15 S_2 截面直线上周向速度分布Fig. 15 Circumferential velocity distribution on the straight line of S_2 section

小,但流动过程中气流沿径向偏转角度变化不一致,选取 S_2 截面上不同 $x/\Delta R$ 值,分析其沿径向的偏转角 θ 分布,如图 16 所示。由图 16(a)和图 16(b)可知,在 case5 的小余旋角工况下,气流在支板前缘附近径向的余旋角缩小,继续向下游移动,支板基本将其整流为均匀流,而 case6 和

case7 工况的余旋角增大,余旋角基本不发生改变,而经过支板前缘滞止后气流重整,径向余旋角较上游产生较大减小。当 $x/\Delta R > 1.3$ 时,径向 $r/\Delta R < 3$,余旋角分布基本与均匀流相同,但 $r/\Delta R > 3$,余旋角仍然较大,并且该角度基本不随流动距离的增加而逐渐消失。上述结果表明当余旋角大于 15° 后,支板的整流效果减弱。

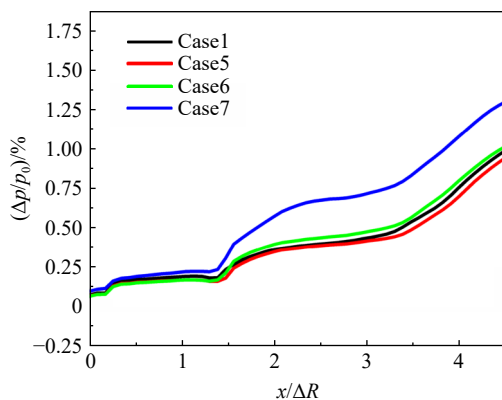
图 16(c)和图 16(d)中大余旋角下整流效果较差,这是因为滞止点距支板前缘中心越远,气流流向和支板轴向间的夹角越大,越过左侧的气流速度较小,此时由于右侧滞止,导致气流总压损失较多,所以静压也较小(图 14(b)所示),在支板左侧(吸力面)下游气流越易发生分离,气流分离形成回流区,使得顶部存在气流偏转角。图 17(a)和图 17(b)表示 $v_x=0$ 的三维等值面,随着余旋角度的增加,支板首先在前缘滞止区小范围内分离(图 17(a)和图 17(b)前缘红色区域所示),当余旋角增大到 $15^\circ \sim 25^\circ$ 范围时,在支板侧壁发生较大范围的分离。此处的气流分离导致顶部的径向压力梯度增大,即导致余旋角不均匀度

图 16 S_2 截面不同 $x/\Delta R$ 上余旋角度沿径向分布Fig. 16 The spin angle distribution along the radial direction at different $x/\Delta R$ in S_2 cross section

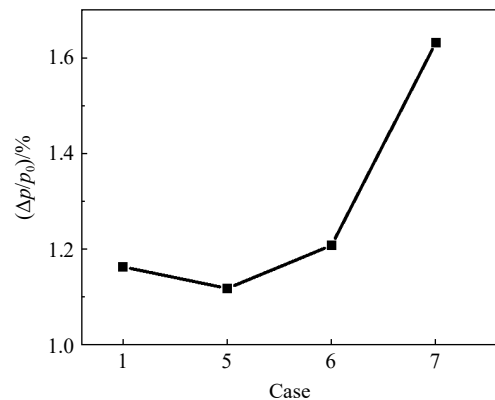
图 17 三维等值面及二维等值线示意图($v_x=0$)Fig. 17 Three-dimensional isosurface and two-dimensional contour diagram ($v_x=0$)

增加,下游支板后回流区被挤压向内,凹腔-中心锥回流区轮廓缩小,支板后回流区轮廓增大。

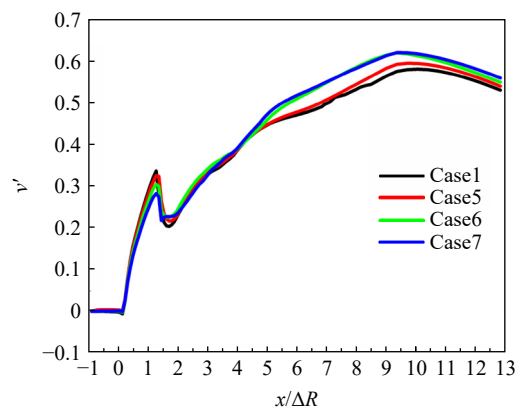
扩压器上游的改变导致整个燃烧室的流动性能也发生改变。图 18(a)表示了进口至扩压器段的沿程总压损失,在小余旋角范围下由于支板整流性能较好,对总压性能基本无影响,当余旋角大于 15° 时,支板整流性能减弱,流场结构发生变化,流阻损失增大,使总压损失在扩压段增大。进出口的总压损失变化规律同沿程损失相同(图 18(b)所示),同时两者比较表明总压损失主要发生在扩压整流段。图 18(c)给出了沿程速度,表明随进口余旋角的增大进出口速度变化率逐渐增加,即进出口的动量损失增大。



(a) 扩压段沿程总压损失



(b) 进出口总压损失



(c) 沿程速度变化率

图 18 余旋角不均匀时冷态性能参数

示意图

Fig. 18 Cold-state performance parameter diagram when the corotation angle is not uniform

3 结 论

本文利用雷诺平均数值计算方法,对一体化加力燃烧室典型稳定器在进口速度不均匀条件下的冷态流动特性进行了研究。主要得到如下结论:

1) 速度不均匀度增大将导致扩压器扩压性能降低。

2) 凹腔-中心锥回流区轮廓随速度不均匀度增加而逐渐增大,支板后回流区轮廓随速度不均匀度增加而减小;随余旋角度增大,凹腔-中心锥回流区轮廓向内缩小,而支板后回流区沿径向向内增大;相应地,回流区回流量占比随回流区面积增大而增大。

3) 当径向余旋角度大于 15° 时,支板整流性能显著减弱,在支板压力面气流分离形成回流区,增大燃烧室流动损失。

4) 随速度不均匀度或余旋角不均匀度的增加,总压损失、流阻损失系数增大;速度变化率随余旋角度增大而增大。

上述扇形三支板模型加力燃烧室在不均匀进口来流条件下典型稳定器的冷态流场特性为一体化加力燃烧室的结构优化设计以及点火联焰过程提供相应的技术支撑。

参考文献:

- [1] 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, 60.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60. (in Chinese)
- [2] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
JIN Li, TAN Yonghua. Study on flameholders[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1): 30-34. (in Chinese)
- [3] 金捷, 王方, 刘邓欢, 等. 内置油杆的凹腔支板火焰稳定器: CN104373964A[P]. 2015-02-25.
- [4] 邹咪, 金捷, 王旭东. 带凹腔的支板火焰稳定器三维大涡模拟[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 607-613.
ZOU Mi, JIN Jie, WANG Xudong. Three-dimensional large eddy simulation of strut flame-holder with cavity[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 607-613. (in Chinese)
- [5] 李锋, 程明, 郭瑞卿, 等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计及性能分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2169-2174.
LI Feng, CHENG Ming, GUO Ruiqing, et al. Frame plate and flame holder integration design and capability analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2169-2174. (in Chinese)
- [6] 李锋, 郭瑞卿, 李龙贤, 等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能的数值模拟[J]. 航空发动机, 2012, 38(5): 6-9.
LI Feng, GUO Ruiqing, LI Longxian, et al. Numerical simulation of characteristics for afterburner with integrated flow plate and flameholder[J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 6-9. (in Chinese)
- [7] JIANG Bo, CUI Gaowei, JIN Yi, et al. Flow field characteristics, mixing and emissions performance of a lab-scale rich-quench-lean trapped-vortex combustor utilizing a quench orifice plate combined with a bluff-body[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(4): 476-492.
- [8] LI Mingyu, HE Xiaomin, ZHAO Yuling, et al. Effect of strut length on combustion performance of a trapped vortex combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 204-216.
- [9] 黄夏, 王慧汝. 凹腔支板火焰稳定器冷态流场对点火特性影响规律的数值模拟分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(5): 11-16, 62.
HUANG Xia, WANG Huiru. Numerical simulation analysis of a cavity strut flame stabilizer cold flow field influence on ignition characteristics[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(5): 11-16, 62. (in Chinese)
- [10] 王方, 窦力, 魏观溢, 等. 基于PDF-LES模型的凹腔支板火焰稳定器模拟[J]. 工程热物理学报, 2021, 42(3): 758-767.
WANG Fang, DOU Li, WEI Guanyi, et al. The simulation of cavity flameholder by PDF-LES method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2021, 42(3): 758-767. (in Chinese)
- [11] 熊兵, 万钊君, 石小江, 等. 不同叶尖间隙下的涡轮转子出口三维流场测量[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1022-1028.
XIONG Bing, WAN Qianjun, SHI Xiaojian, et al. Measurements of three-dimensional flow field at exit of a turbine rotor passage in different tip clearances[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1022-1028. (in Chinese)
- [12] 王枫, 张贵田, 黄日鑫. 入口非均匀流对亚燃燃烧室性能影响数值研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(2): 223-228.
WANG Feng, ZHANG Guitian, HUANG Rixin. Numerical investigation on performance of a ramjet combustion chamber with nonuniform inlet flows[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(2): 223-228. (in Chinese)
- [13] 张炎, 王寅会, 何小民, 等. 不均匀流对V型火焰稳定器燃烧性能的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1310-1317.
ZHANG Yan, WANG Yinhui, HE Xiaomin, et al. Effects of non-uniform incoming flows on combustion characteristics of a V-gutter flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6): 1310-1317. (in Chinese)
- [14] 黄亚坤, 何小民, 朱焕宇, 等. 进口速度分布对钝体稳定器贫油点熄火性能的影响研究[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1814-1822.
HUANG Yakun, HE Xiaomin, ZHU Huanyu, et al. Effects of inlet velocity profile on lean ignition and lean blowout limits of a bluff body flame-holder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(8): 1814-1822. (in Chinese)
- [15] HUANG Yakun, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Effect of non-uniform inlet profile on the combustion performance of an afterburner with bluff body[J]. Energy, 2021, 216: 119142.
- [16] 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(7): 32-38.
WEN Qinglan, ZHANG Qi, SHU Qing. Influence analysis of inlet flow angle on the flow field of afterburner[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(7): 32-38. (in Chinese)
- [17] 梁志鹏, 林宇震, 许全宏, 等. 进口流场畸变对回流燃烧室

- 出口温度分布的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1142-1148.
- LIANG Zhipeng, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Effects of inlet velocity distortion on outlet temperature distribution of a reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1142-1148. (in Chinese)
- [18] 赵硕, 黄章芳, 成胜军. 进气对某回流燃烧室性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1293-1297.
- ZHAO Shuo, HUANG Zhangfang, CHENG Shengjun. Experiment on effect of inlet airflow on performance of a reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1293-1297. (in Chinese)
- [19] 王梅娟, 成胜军, 宋双文, 等. 燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能影响的数值计算[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1281-1289.
- WANG Meijuan, CHENG Shengjun, SONG Shuangwen, et al. Numerical simulation on influence of flow field of combustor inlet on a certain reversed-flow combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1281-1289. (in Chinese)
- [20] 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)

(编辑: 张 雪)