

反压对隔离段激波串结构的影响

何 粲, 邢建文, 肖保国, 刘伟雄

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用不同的无黏通量格式与湍流模型组合对轴对称圆截面隔离段进行了数值计算, 选取与试验结果最匹配的组合研究隔离段在反压作用下的流场结构及参数特性。对不同反压下的独立隔离段模型和隔离段燃烧室模型进行了三维模拟, 分析了隔离段反压比对其流场结构、出口参数及其中激波串形态的影响。针对该轴对称隔离段提出了其可承受的极限反压, 比较了冷态均匀反压与燃烧诱导反压下的隔离段流场。结果表明: 无黏通量格式与湍流模型的选择影响着激波串的形态和长度, 对于隔离段数值模拟十分关键; 隔离段出口参数受反压影响, 出口处在激波串区域时, 附近截面上静压分布的不均匀性较大, 出口处在混合区时压力分布则相对更均匀, 激波串发展程度影响隔离段出口压力均匀性; 对于该圆截面隔离段及燃烧室, 直接给定均匀的平面冷态反压所产生的激波串与燃烧反压下的激波串在结构形态和起始位置上未见明显差异。

关 键 词: 圆截面; 激波串; 隔离段; 燃烧室; 反压

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Influence of back pressure on shock train structure in isolator

HE Can, XING Jian-wen, XIAO Bao-guo, LIU Wei-xiong

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypersonic Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In order to investigate the characteristics of axisymmetric cylindrical isolator under different back pressures, the flow field of the isolator was simulated with different inviscid flux schemes and turbulence models. Compared with the experimental data, the most suitable model and scheme were chosen. Three-dimensional simulations of the isolator and combustor were employed to study the flow field structure, exit parameter and shock train under different back pressure ratios. The limit back pressure was found. The structures of the shock train under two kinds of back pressure were compared. Results show that the inviscid flux scheme and turbulence model, which are critical for the isolator simulation, have a significant impact on the structure and length of the shock train. The parameter of the isolator exit is affected by the back pressure. When the exit of the isolator is in the mixing region, the static pressure distribution is more uniform. And when the exit is in the shock train region, the pressure is non-uniform. For this axisymmetric cylindrical isolator and combustor, there is no obvious difference on structure and initial position of the shock trains respectively induced by the combustion back pressure and cold back pressure.

Key words: cylindrical; shock train; isolator; combustor; back pressure

收稿日期: 2014-09-12

基金项目: 国家自然科学基金(51376193)

作者简介: 何粲(1992—), 女, 安徽安庆人, 硕士生, 主要从事吸气式高超声速推进技术研究。

高马赫数飞行条件下的良好性能使得超燃冲压发动机成为高超声速飞行器的理想推进装置之一。发动机由进气道、隔离段、燃烧室以及尾喷管组成,没有复杂的旋转部件,结构简单,能直接从大气中获得氧气,不需要额外携带氧化剂。当前,凭借在性能、质量、经济性等多方面的显著优势,超燃冲压发动机已成为国内外航空航天领域的研究热点^[1]。

发动机中的隔离段部件位于进气道和燃烧室之间,承担着隔离燃烧过程和压缩过程^[2]的重任,阻止了燃烧室内的不稳定高压条件直接向前传播,避免了对工作条件要求严格的进气道发生不起动。同时,隔离段对来自进气道的气流进行增压减速,为燃烧室提供合适的稳定来流^[2],保证了双模态燃烧室能够成功进行模态转换。总之隔离段减轻了进气道与燃烧室之间的相互干扰,隔离段成功抵抗燃烧反压,对发动机的稳定工作至关重要。而反压作用下的隔离段内存在着激波边界层相互干扰、激波串形成等复杂流动现象^[1],燃烧不稳定性带来的压力变化也会对其流场结构产生影响。因此针对反压对隔离段流场及激波串结构的影响开展研究,对于发动机各部件及其整体性能都具有重要意义^[1]。

发动机设计时应尽可能减小阻力和质量,因此在满足发动机工作需要的前提下应尽量缩短隔离段^[2],这需要较准确地计算预估隔离段内形成的激波串长度。经典的激波串长度关系式由 Waltrup 和 Billig^[3]提出,根据圆截面管道试验给出了激波串长度与来流马赫数、边界层动量厚度、基于动量边界层的雷诺数以及反压比之间的公式。该公式改进后也可以进一步应用于矩形截面隔离段。Waltrup 激波串关系式经过了一系列数值计算与试验的验证,因其与较多的试验^[4]、计算^[5]结果吻合良好,在激波串长度估算和隔离段设计中被广泛采用。

前人针对反压作用下的隔离段开展了很多工作,Hoeger 等^[6]通过 VULCAN 软件在二维超声速流的出口截面上渐变或瞬时地给予反压,分析了激波串最终位置和隔离段反压比的关系^[7]。Paek^[8]在试验中采用斜坡装置人为提供反压,就反压对激波串前缘位置的影响开展了研究。Hutzel 等^[9]则建立了将隔离段内激波串前缘位置与反压关联起来的动力学模型。

隔离段的相关研究^[1]在国内也陆续开展起来。SU Weiyi 等^[10]对高温湿条件下的隔离段进行了非定常数值模拟,分析了反压对激波串的位置结构、

伪激波振荡、以及不起动激波移动速度的影响。梁德旺、李博等^[11-12]通过数值计算就均匀及非均匀来流下的反压前传模式和激波串演化规律开展了研究。冯锦虎、金亮等^[13-14]则分别采用 FLUENT 软件计算了不同长高比的矩形隔离段,分析了反压对激波串结构和前缘位置的影响。袁化成等^[15]针对反压作用下的隔离段出口参数开展了研究,探讨了由预估反压得到出口静温和马赫数的方法。

根据现有调研可知,目前隔离段的数值模拟研究采用矩形截面构型的更多,针对轴对称圆截面构型的研究相对较少。但实际上与存在角区的矩形隔离段^[2]相较,圆截面隔离段在质量阻力、结构强度、壁面摩擦等方面均更有优势^[16]。且在相同的来流和反压下,圆截面管道内形成的激波串长度更短^[17],抗反压能力更好^[18]。

可见考虑燃烧室的存在,针对轴对称圆截面隔离段的工作特性开展研究十分必要。本文采用并行软件 AHL3D 平台^[2],分别计算了独立隔离段模型和隔离段燃烧室模型,研究反压作用下的轴对称隔离段。

1 数值模拟方法

1.1 计算方法

采用隐式有限体积法对 Favre 平均 N-S (Navier-Stokes) 方程组进行离散。无黏通量格式有 AUSMPW (advection upstream splitting method by pressure-based weight) 和 Steger-Warming (SW) 两种选择。可选用多种不同的湍流模型来考虑湍流的影响^[1]。采用无滑移壁面条件及绝热壁。燃料为氢气,应用 7 组分 8 方程氢气反应机理模拟燃烧^[2]。AHL3D 软件平台针对超燃冲压发动机的计算能力经过了大量算例的验证^[19-21]。

1.2 物理模型与计算网格

1.2.1 独立隔离段

本文选取 Waltrup 圆管试验^[3]中的某圆截面隔离段为研究对象,其长为 0.578 m,截面直径为 0.06985 m。根据计算需要,该隔离段的全模型网格和基于对称假设的 1/8 模型网格分别如图 1 与图 2 所示。1/8 模型网格仅在对比燃烧诱导反压与冷态均匀反压差异性时采用;研究不同反压下激波串形态以及隔离段出口参数时均采用隔离段全模型网格。

1.2.2 隔离段燃烧室

设计了与第 1.2.1 节中介绍的隔离段模型匹

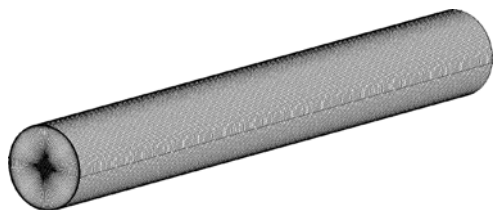


图1 隔离段全模型网格

Fig. 1 Mesh topology for total isolator

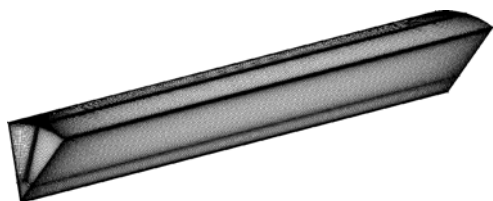


图2 隔离段1/8模型网格

Fig. 2 Mesh topology for one eighth of isolator

配的燃烧室. 燃烧室包括等截面段、凹槽以及扩张段. 图3中给出了隔离段与燃烧室模型的网格, 由于本文研究的构型及注油方案的完全对称, 为减少计算量, 基于对称假设, 只对1/8模型进行数值模拟. 采用对称假设的合理性将在后文中给出更详细的验证. 为便于比较, 图3中网格的隔离段部分与图2中保持完全一致. 氢气由壁面垂直喷射, 分别于凹槽前、凹槽后壁面、扩张段三处注入, 注油位如图3所示. 图1~图3中的网格均在壁面处进行了加密处理^[1], 壁面网格距离设为 $1\mu\text{m}$.

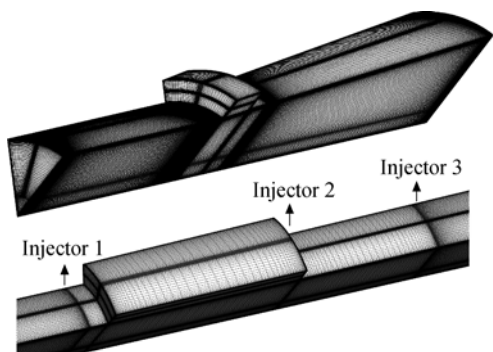


图3 隔离段与燃烧室模型网格

Fig. 3 Mesh topology for isolator and combustor

2 无黏通量格式及湍流模型的影响

NASA 兰利研究中心曾就超燃隔离段数值计算中的不同湍流模型进行了分析验证^[22], 包括 SST (shear stress transport), BSL (baseline), Wilcox1998 等模型. 研究指出激波边界层相互干扰使隔离段流场异常复杂, 各湍流模型均无法完

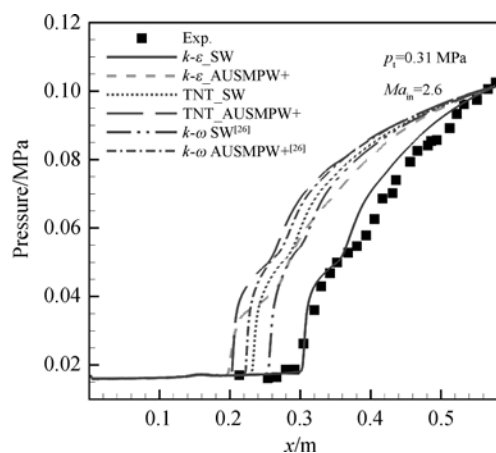
全真实地预测分离流中的所有细节, 一般选择对激波串长度预测得最好的模型^[2]. 本文首先针对 Waltrup 圆截面隔离段, 初步计算并分析采用不同的无黏通量格式和湍流模型进行隔离段数值模拟所得结果的区别^[1].

2.1 计算条件与状态

计算采用图1所示的隔离段全模型网格, 计算状态为: 来流马赫数 $Ma_{in} = 2.6$, 总温 $T_t = 289\text{ K}$, 入口总压 $p_t = 0.31\text{ MPa}$, 出口反压 $p_b = 0.1013\text{ MPa}$. 分别选用10种不同的无黏通量格式和湍流模型的组合进行三维计算. 其中湍流模型采用 $k-\epsilon$ Jones-Launder 低雷诺数模型^[23], $k-\omega$ TNT (turbulent/non-turbulent)^[24], BSL^[25], $k-\omega$ Wilcox1988^[26], $k-\omega$ Wilcox1992^[27] 五种; 无黏通量格式有 AUSMPW+ 与 Steger-Warming 两种.

2.2 计算结果与分析

将采用不同组合计算所得壁面压力与试验压力对比如图4及图5所示, 可见无黏通量格式和湍流模型均会对激波串的模拟结果产生影响.

图4 不同无黏通量格式和湍流模型计算所得壁面压力沿程分布 ($k-\epsilon$, TNT, $k-\omega$ ^[26])Fig. 4 Distributions of wall pressure with different inviscid flux schemes and turbulence models ($k-\epsilon$, TNT, $k-\omega$ ^[26])

保持湍流模型一致, 与 AUSMPW+ 相比, 无黏通量格式选择 Steger-Warming 时计算所得激波串的长度更短, 前缘位置更靠下游. 对于本算例, 选择 Steger-Warming 无黏通量格式和 $k-\epsilon$ Jones-Launder 低雷诺数湍流模型时, 计算所得壁面压力与试验结果吻合得最好, 尤其是激波串前缘位置即压升起点基本一致. 可见采用 AHL3D 软件计算该类隔离段时, 选择这种格式和模型能

较好地模拟其中的激波串结构^[1]。

为了进一步验证确认选用该格式和模型计算所得结果和试验结果吻合良好,分别再对另两个状态进行计算,计算条件为: $T_t = 289\text{ K}$, $Ma_{in} = 2.6$, $p_t = 0.417, 0.562\text{ MPa}$ 。图6中对比了计算所得壁面压力和试验壁压,可见数值计算结果与试验结果符合得很好。

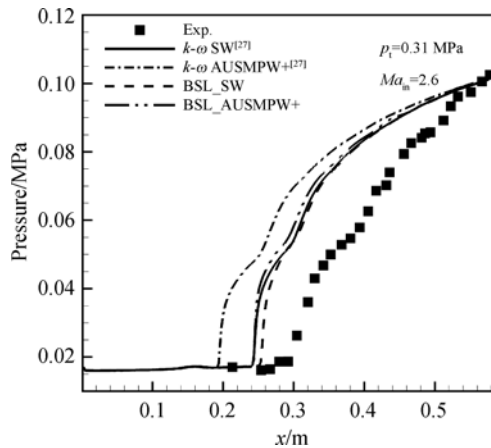


图5 不同无黏通量格式和湍流模型计算所得壁面压力沿程分布($k-\omega$ ^[27], BSL)

Fig. 5 Distributions of wall pressure with different inviscid flux schemes and turbulence models ($k-\omega$ ^[27], BSL)

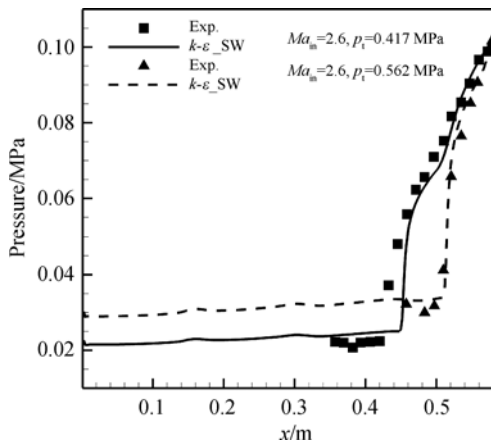


图6 Steger-Warming 格式、 $k-\epsilon$ Jones-Launder 低雷诺数模型计算所得壁面压力沿程分布

Fig. 6 Distributions of wall pressure with Steger-Warming scheme and $k-\epsilon$ Jones-Launder Low Reynolds number turbulence model

3 反压对隔离段流场的影响

3.1 计算条件与状态

模拟飞行高度为 20 km、马赫数为 5.0 时的

超燃发动机隔离段入口条件,针对第 1.2 节中介绍的独立隔离段模型和隔离段燃烧室模型进行三维计算.隔离段入口具体参数为: $p_t = 1.946\text{ MPa}$, $T_t = 1230.46\text{ K}$,静压 $p_m = 0.109\text{ MPa}$, $Ma_{in} = 2.5$ 。

3.2 不同反压下的隔离段流场

试验中无法获得没有边界层的理想激波,当上游马赫数足够大、激波边界层相互作用足够强时,边界层分离会使激波根部分叉,形成由一系列有序排列的激波组成的“激波串”结构^[2]。管道足够长时“激波串”后会紧跟着一段无激波的逆压梯度区域,称为“混合区域”。本文采用“激波串”和“混合区域”共同构成“伪激波”的定义^[2]。针对图1中的隔离段全模进行三维计算,将出口反压 p_b 分别设定为入口静压 p_m 的 4~7 倍,研究随着反压的提高,激波串的演化发展以及隔离段出口参数的变化规律。

3.2.1 不同反压下的激波串

图7中给出了不同压比下隔离段内的压力云图,可见反压比(p_b/p_m ,其中 p_b 为出口反压, p_m 为入口静压)为 4.0 时,流场中已形成较为明显的激波串结构;反压比由 4.0 增至 5.5,激波串起始位置逐渐前移,长度增加,激波的节数增多;反压比继续增至 6.18 时,激波节数和激波串的形态已无明显变化,混合区出现并随反压比的升高而变长。当反压比升高到 7.0 时,激波串前缘已接近入口,可见反压的升高会使激波串逐步向上游移动,隔离段内受反压影响的区域扩大。

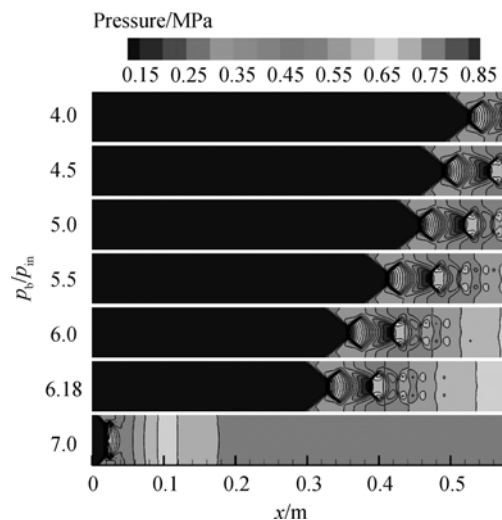


图7 不同反压比下的隔离段流场压力云图

Fig. 7 Pressure contours of isolator flow field under different back pressure ratios

图8给出了不同反压比下隔离段沿中心线及壁面的沿程压力分布,壁面压力沿流向逐步上升,波动较小,而中心线压力的波动幅度较大.激波串

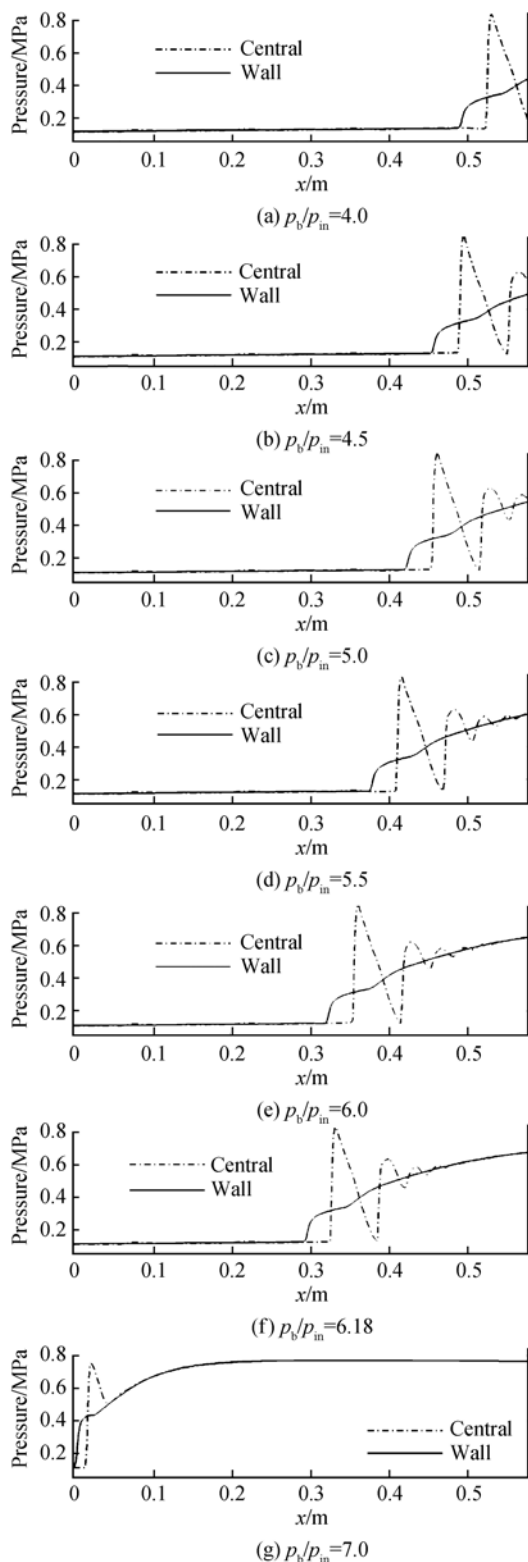


图8 不同反压比下隔离段中心及壁面压力沿程分布
Fig. 8 Streamwise distributions of center of isolator wall pressure under different back pressure ratios

中激波节数增多时,中心线压力波峰波谷的数目也相应的增多.混合区内中心线压力与壁面压力基本重合.由反压比为7.0的中心线压力图可以看出,当反压增至一定程度时,激波串近似一个正激波,中心压力出现一个波峰后即与壁面压力重合,压力通过混合区继续升高,这与压力云图反映的流场结构一致.

分析不同反压下激波串的长度,与文献[3]中 Waltrup-Billig 经验式比较,经验式为

$$\frac{s_t(Ma^2 - 1)Re_\theta^{1/4}}{D^{1/2}\theta^{1/2}} = 50 \left(\frac{p_b}{p_m} - 1 \right) + 170 \left(\frac{p_b}{p_m} - 1 \right)^2$$

式中量符号含义参见文献[3].

图9中所绘曲线为经验式,离散点为计算结果,可以看出计算结果与经验式符合得较好.需要注意的是,关系式中的长度是指包括混合区在内的伪激波长度.随着反压的增高,激波串前缘前移,伪激波长度随之不断增大,但其中激波串区域在反压达到一定数值后会随反压增高而减小,压缩至接近正激波的结构.

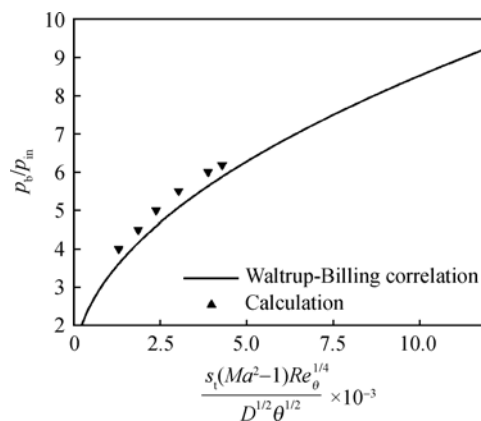


图9 激波串长度与 Waltrup-Billig 经验式比较

Fig. 9 Comparison between calculation and Waltrup-Billig correlation

3.2.2 不同反压下的隔离段出口参数

为燃烧室提供均匀稳定的来流是隔离段的重要功能,隔离段出口即为燃烧室入口,出口参数决定了燃烧室能否正常而稳定地工作,出口流动的均匀性更是其性能指标之一.本节就反压变化对隔离段出口参数的影响作初步分析.

为便于更直观地比较不同反压下的出口参数,基于构型及流场的轴对称性,截取出口截面上过圆心的某直线,分析参数沿直径的分布.首先给出隔离段出口截面上马赫数 Ma_{exit} 沿直径的分布曲线如图10所示.可见反压比为4.0时除了壁面

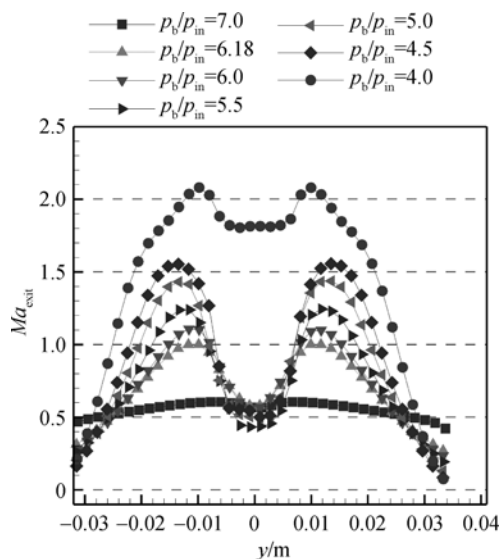


图 10 不同反压比下的隔离段出口马赫数分布

Fig. 10 Distribution of the Mach number at the isolator exit under different back pressure ratios

附近的小范围低速区,出口主流均为超声速.反压比提高至 4.5 时,出口主流已发展为超亚声速混合流.出口马赫数随反压的增大整体降低,亚声速区域的范围逐渐扩大.其中反压比为 6.18 时出口恰好完全处在亚声速状态.若将隔离段出口马赫数作为判别燃烧模态的准则,该过程也反映了反压升高可能伴随着发动机工作模态的转变.

如图 11 所示,分析隔离段出口静温,可见反压比从 4.0 增加到 5.5 时,出口静温随反压比增加整体升高;反压比继续增加,中央区域静温略有

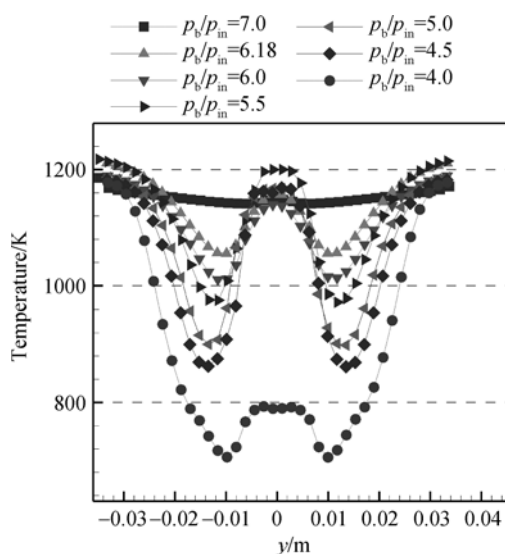


图 11 不同反压比下的隔离段出口静温分布

Fig. 11 Distribution of the static temperature at the isolator exit under different back pressure ratios

回落;反压比增至 7.0 时激波串已接近推出,此时出口截面上静温分布变化不大,相对均匀.除 7.0 以外的其他反压比下出口静温分布均呈现壁面及中央温度相对更高的规律.

给出某近出口截面上的压力分布曲线如图 12 所示.可见反压比为 4.0 时出口截面上中央部分的静压明显偏低;反压比增加到 4.5 和 5.0 时,中央区域压力则相对偏高;反压比继续增加到 5.5 及以上,静压沿程分布基本均匀不变.

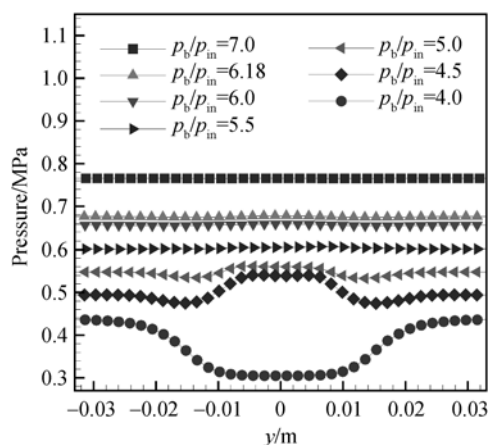


图 12 不同反压比下的隔离段近出口截面静压分布

Fig. 12 Distribution of the static pressure near the isolator exit under different back pressure ratios

这与图 7 隔离段压力云图中反映的流场结构相符,出口处在激波串区域时,附近截面上的静压分布不均匀度更高;处在混合区时不均匀性较小.可知隔离段出口附近截面,也就是燃烧室入口附近的压力均匀性受隔离段中激波串发展情况的影响.

以反压比为 4.0 与反压比为 6.0 为例,图 13 为其近出口截面压力云图,可见截面处于激波串区域还是混合区对于其压力均匀性有显著影响.这也与图 8 中所示的反压比为 4.0 与 4.5 时隔离段出口中心压力与壁面压力有较大的差距相符.

3.2.3 隔离段极限反压

隔离段能承受的极限反压受其来流条件、截面形状等多方面因素共同影响.研究显示激波串存在振荡及不稳定性^[10],为避免振荡引起激波串推出隔离段,将激波串起始位置恰好处在隔离段半长时的出口反压定义为极限反压.通过数值计算逐步升高反压,激波串不断向前传播,前缘起始位置向前移至半长时的反压比为 6.18,约为正激波压比的 87.3%,且此时恰好为隔离段出口截面

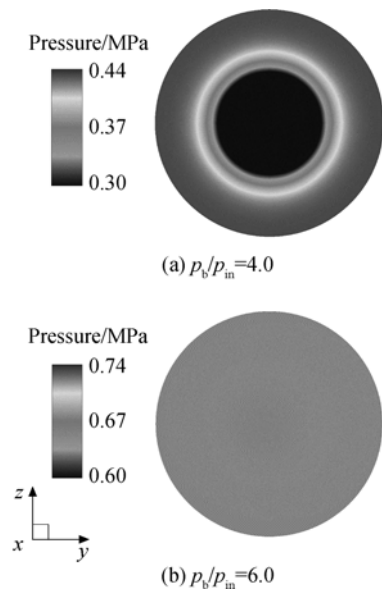


图 13 反压比为 4.0 和 6.0 时的近出口截面压力云图
Fig. 13 Pressure contours near the exit section when back pressure ratio of 4.0 and 6.0

完全进入亚声速的临界状态^[1].

3.3 燃烧诱导反压与冷态均匀反压比较

3.3.1 对称假设验证

本节采用了图 2 和图 3 中基于对称假设的 1/8 模型网格研究两种不同反压诱导方式对激波串前缘位置及结构的影响. 为验证采用对称假设的合理性, 对本文研究的各工况分别采用两种网格进行计算, 分析全模型与 1/8 模型网格的差异. 首先针对第 2.1 节中来流条件进行计算, 对比所得壁面压力及流场结构分别如图 14 与图 15 所示. 两种网格计算所得壁压区别较小, 均与试验符

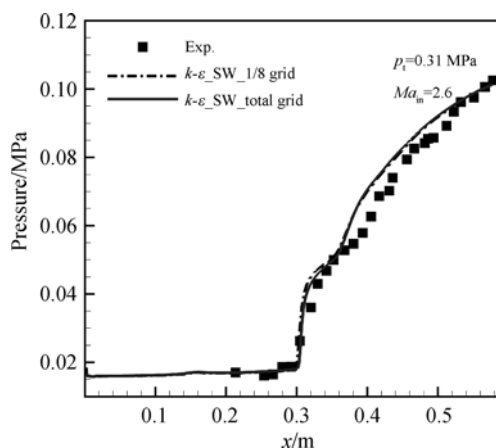


图 14 1/8 模型网格及全模型网格计算所得隔离段壁面压力

Fig. 14 Wall pressure distributions of the isolator with total model grid and one eight model grid

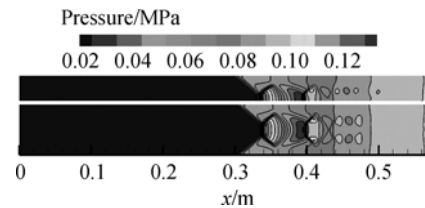


图 15 1/8 模型网格及全模型网格计算所得隔离段流场压力

Fig. 15 Flow field pressure distribution of the isolator with total model grid and one eight model grid

合较好. 采用 1/8 模型网格与全模型网格计算所得激波串前缘位置相差约 1.3%, 激波串结构基本一致.

其次, 为进一步验证对于本节的研究工况采用基于对称假设的 1/8 模型网格带来的差异对激波串前缘位置及形态结构基本没有影响, 对第 3.3.2 节中研究的 3 种反压状态 $p_b/p_m = 3.12, 4.51, 6.18$ 均进行全模型与 1/8 模型网格计算结果的对比. 计算所得壁面压力及流场云图如图 16、图 17 所示.

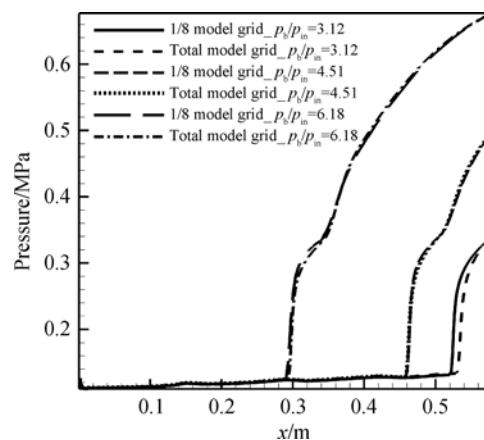


图 16 不同反压比下两种网格计算所得隔离段壁面压力

Fig. 16 Wall pressure distributions of the isolator with two grids under different back pressure ratios

由图 16 及图 17 可知全模型网格与 1/8 模型网格计算得到的隔离段壁压差异较小, 激波串形态基本一致. 3 种反压状态 $p_b/p_m = 3.12, 4.51, 6.18$ 下, 两种网格计算的激波串前缘位置相差分别约为 1.8%, 0.3%, 1%.

最后, 采用基于对称假设的 1/8 模型网格对课题组的某直连式圆截面隔离段燃烧室试验模型进行三维数值模拟. 该圆截面模型与本文研究构型相似, 由隔离段、凹槽、扩张段组成, 结构与注油

方案具有对称性. 图 18 为计算所得壁面压力与试验值的对比图. 可见计算结果与实验结果吻合较好, 激波串前缘位置基本一致^[28].

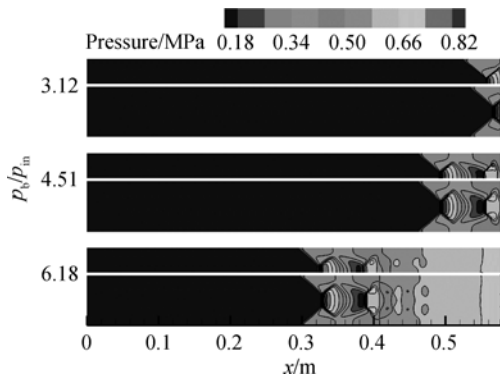


图 17 不同反压比下两种网格计算所得隔离段流场压力
Fig. 17 Flow field pressure distribution of the isolator with two grids under different back pressure ratios

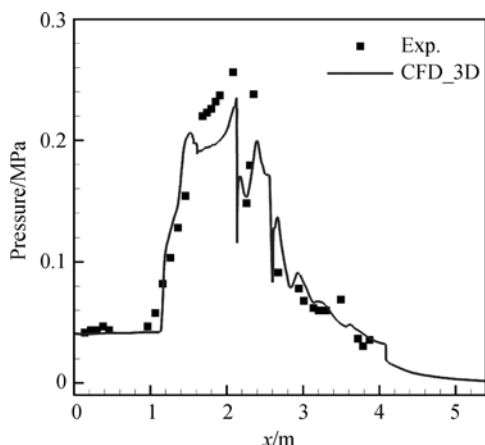


图 18 直连式圆截面隔离段燃烧室壁面压力
Fig. 18 Wall pressure distribution of a direct-connected cylindrical isolator and combustor

对称假设在对称构型^[29]尤其是网格量较大的三维数值模拟中应用的较多^[30]. 但由于其仍属于人为的对流场进行限制假设, 使用时应对其合理性进行详细分析. 本文的研究表明, 采用 1/8 模型网格与全模网格计算结果不完全相同. 但对于本节的研究工况, 两种网格计算的激波串前缘位置及形态差异非常小, 对称假设不会失效. 采用基于对称假设的部分网格具有合理性.

3.3.2 反压诱导方式对激波串位置形态的影响

针对图 3 中所示隔离段燃烧室开展三维计算, 通过调整注入燃料的量来控制燃烧反压的大小; 同时对图 2 中的独立隔离段进行计算, 采用设定压力出口边界条件的方法给予冷态反压. 保证

燃烧诱导反压与冷态均匀反压在隔离段出口截面上的质量平均值相等. 对平均值相同但产生方式不同的两种反压下的隔离段激波串的前缘位置和形态结构进行比较. 模拟了 3 个状态不同大小的反压, 出口反压与入口静压比值分别为 $p_b/p_{in} = 3.12, 4.51, 6.18$.

图 19 给出了 3 种状态下的流场马赫数等值图, 由图可见两种类型的反压引起的激波串前缘位置没有明显区别, 激波间距、形态结构也基本一致. 以其中的反压比为 6.18 为例, 如图 20 所示, 进一步比较两种不同反压下隔离段的中心压力 $p_{central}$ 和壁面压力 p_{wall} 分布. 可见燃烧反压与冷态反压下隔离段内压力分布基本重合.

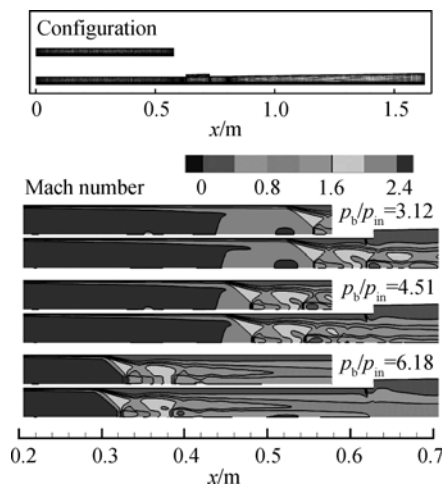


图 19 两种反压下的隔离段流场马赫数云图
Fig. 19 Mach number contours of the isolator flow field under two kinds of back pressure

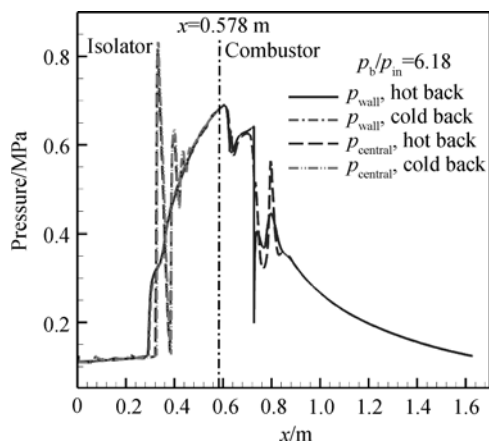


图 20 两种反压下中心及壁面压力沿程分布
Fig. 20 Distributions of central and wall pressure under two kinds of back pressure

可知对于该轴对称圆截面隔离段和燃烧室,

直接给定冷态均匀反压得到的激波串与燃烧反压下的激波串无论是位置长度还是结构形态都没有显著的差别。考虑原因,首先可能是由于来流、构型以及注油都具有高度对称性,因此燃烧反压在隔离段出口处具有较好的均匀性,与平均值相等的冷态反压对流场的影响基本一致;其次,图21以反压比为4.51为例给出了水的质量分数 $w_{\text{H}_2\text{O}}$ 在流场中的分布,可见发动机中燃烧并没有形成明显回流^[1],对上游流场的扰动较小。

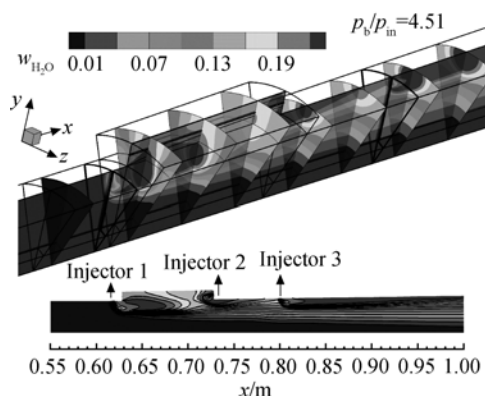


图21 反压比为4.51时隔离段燃烧室流场 H_2O 质量分数分布

Fig. 21 Mass fraction contour of H_2O in the isolator and combustor flow field under back pressure ratio of 4.51

4 结 论

研究了轴对称圆截面隔离段在不同反压作用下的工作特性、流场结构及出口参数,结论如下:

1) 无黏通量格式与湍流模型的选择影响着计算所得激波串的形态结构和位置长度,对于隔离段数值模拟而言十分关键;对于本文研究的算例,选择 $k-\epsilon$ Jones-Launder 低雷诺数模型,Steeger-Warming 格式较合适。

2) 激波串形成后会随反压的增大向上游传播发展直到推出,对于双模态发动机而言反压提升通常伴随着工作模态的转变。

3) 在反压作用下的隔离段出口截面上,壁面附近和中央区域的静温相对较高;隔离段出口处在激波串区域时静压分布不均匀性较大,处在混合区时不均匀性低。激波串发展程度影响隔离段出口压力均匀性。

4) 对于该类轴对称构型,直接设定冷态均匀反压模拟所得激波串与燃烧反压下的激波串基本一致,结构形态和位置长度均未见明显差异。

参考文献:

- [1] 何黎,邢建文,肖保国.圆截面隔离段抗反压特性研究[R].河南 洛阳:第十六届全国激波与激波串学术会议,2014.
- [2] 何黎.双模态超燃冲压发动机隔离段流动特性研究[D].四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2015.
HE Can. Investigation of flow characteristics in the dual-mode scramjet isolator[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2015. (in Chinese)
- [3] Waltrup P J, Billig F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. AIAA Journal, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [4] Bement D A, Stevens J R, Thompson M W. Measured operating characteristics of a rectangular combustor /inlet isolator[R]. AIAA 90-2221, 1990.
- [5] Lin P, Rao G V R, O'Connor G M. Numerical analysis of normal shock train in a constant area isolator[R]. AIAA 91-2162, 1991.
- [6] Hoeger T C, King P I. 2-D transient CFD model of an isolator shock train[R]. AIAA-2011-2221, 2011.
- [7] Hoeger T C. CFD transient simulation of an isolator shock train in a scramjet engine[D]. Dayton, Ohio: Air Force Institute of Technology, 2012.
- [8] Paek R I. Back-pressure effect on shock-train location in a scramjet engine isolator[D]. Dayton, Ohio: Air Force Institute of Technology, 2010.
- [9] Hutzel J R, Decker D D. Scramjet isolator shock-train leading-edge location modeling[R]. AIAA-2011-2223, 2011.
- [10] SU Weiye, ZHANG Kunyuan. Back-pressure effects on the hypersonic inlet-isolator pseudoshock motions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(6): 1391-1399.
- [11] 梁德旺,李博.高超声速进气道隔离段反压的前传模式及最大工作反压[J].空气动力学学报, 2006, 24(4): 454-460.
LIANG Dewang, LI Bo. Back pressure propagation mode and maximum working back pressure of hypersonic inlet isolator[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4): 454-460. (in Chinese)
- [12] 李博,袁化成,梁德旺.高超声速进气道等直隔离段的反压特性研究[J].宇航学报, 2008, 29(1): 78-83.
LI Bo, YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Research on characteristics of back pressure performance for constant area isolator of a hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 78-83. (in Chinese)
- [13] 冯锦虎,高峰,刘华,等.反压对超燃冲压发动机隔离段内流场的影响[J].空军工程大学学报, 2009, 10(4): 20-23.
FENG Jinhu, GAO Feng, LIU Hua, et al. Influence of back pressure on the inner flow field in scramjet isolator[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2009, 10(4): 20-23. (in Chinese)
- [14] 金亮,吴先宇,罗世彬,等.隔离段反压对激波串起始位置的影响[J].推进技术, 2008, 29(1): 54-57.
JIN Liang, WU Xianyu, LUO Shibin, et al. Influence of

- back pressure on location of shock train in isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 54-57. (in Chinese)
- [15] 袁化成, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 反压作用下等直隔离段性能估算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2421-2428.
- YUAN Huacheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. Predicting method for the performance of constant area isolator under back pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2421-2428. (in Chinese)
- [16] Melvin J B, Adam S. The rebirth of round hypersonic propulsion[R]. AIAA-2006-5035, 2006.
- [17] Lin P. Geometric effects on precombustion shock train in constant area isolators[R]. AIAA 93-1838, 1993.
- [18] Lin K C, Tam C J, Jackson K R, et al. Characterization of shock train structures inside constant-area isolators of model scramjet combustors[R]. AIAA-2006-816, 2006.
- [19] 田野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气节流对超燃冲压发动机燃烧室起动点火影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1496-1502.
- TIAN Ye, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Numerical study on air throttling influence of ignition transient on the scramjet combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1496-1502. (in Chinese)
- [20] 邢建文, 肖保国. H_2O 污染对煤油燃料超燃冲压发动机燃烧室性能影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2408-2413.
- XING Jianwen, XIAO Baoguo. Numerical simulation of H_2O vitiation effects on kerosene-fueled scramjet combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2408-2413. (in Chinese)
- [21] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
- ZHAO Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005. (in Chinese)
- [22] Baurle R A, Middleton T F, Wilson L G, et al. Reynolds-averaged turbulence model assessment for a highly back-pressured isolator flowfield [R]. Hampton: Hypersonic Airbreathing Propulsion Branch, NASA Langley Research Center, 2012.
- [23] Jones W P, Launder B E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972, 15: 301-314.
- [24] Kok J C. Resolving the dependence on free-stream values for the $k-\omega$ turbulence model [R]. Nationaal Luchten Ruimtevaartlaboratorium, NLR-TP-99295, 1999.
- [25] Menter F R. Improved two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows[R]. NASA TM-103975, 1992.
- [26] Wilcox D C. Reassessment of the scale determining equation for advanced turbulence models[J]. AIAA Journal, 1988, 26(11): 1299-1310.
- [27] Wilcox D C. The remarkable ability of turbulence model equations to describe transition[R]. Long Beach: The Fifth Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows, 1992.
- [28] 邢建文, 肖保国, 何繁, 等. 超燃冲压发动机流道气动-推进性能的快速评估方法研究[R]. 河南 洛阳: 第十六届全国激波与激波串学术会议, 2014.
- [29] 王培勇, 陈明, 邢菲, 等. Hyshot 超燃冲压发动机的 CFD 数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1020-1028.
- WANG Peiyong, CHEN Ming, XING Fei, et al. CFD numerical simulation of Hyshot scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1020-1028. (in Chinese)
- [30] 金志光, 张堃元. 变后掠角+变侧压角曲面压缩的高超侧压式进气道数值仿真[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2176-2182.
- JING Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Numerical simulations of curved surface sidewall compression scramjet inlets with varied sweep angle and sidewall compression angle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2176-2182. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)