

文章编号: 1674-8190(2024)06-244-11

圆管隔离段激波串特性的自适应湍流模拟研究

谢鹏飞, 刘一凡, 韩省思

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 在超燃冲压发动机中, 隔离段起着“承上启下”的重要作用, 在燃烧室高压作用下的隔离段内存在着激波/边界层相互作用、流动分离以及激波串等复杂流动现象。针对等直圆截面构型隔离段进行自适应湍流模拟研究, 重点分析隔离段与燃烧室耦合时可能遇到的问题, 如隔离段出口恒定或脉动反压以及壁面温度对隔离段内激波串特性的影响。结果表明: 隔离段出口反压值增大、频率降低以及壁面温度升高均会使激波串向隔离段入口移动, 造成潜在的不起动风险。在实际工程中, 应特别警惕燃烧室燃烧过程中带来的高压、低频振荡燃烧以及壁面热传导效应, 防止激波串被推出隔离段, 导致隔离段乃至整个发动机停止工作。

关键词: 隔离段; 自适应湍流模拟; 反压; 激波串; 壁温

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.23

Numerical investigation on shock train characteristics in cylindrical isolator via SATES method

XIE Pengfei, LIU Yifan, HAN Xingsi

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

Abstract: In scramjet, the isolator plays a crucial role as a transitional component between the combustor and the inlet. Within the isolator, complex flow phenomena such as shock wave/boundary layer interactions, flow separation, and shock trains are observed under the influence of high back-pressure from the combustor. In this study, the self-adaptive turbulence eddy simulation (SATES) is used to numerically study the shock train characteristics in a cylindrical isolator. The primary focus is to analyze the potential challenges faced when the isolator is coupled with the combustor, including the effects of constant or pulsating back-pressure at the isolator exit and wall temperature on the shock train characteristics within the isolator. The results indicate that an increase in the exit back-pressure of the isolator, a decrease in the frequency of pulsating back-pressure, and an elevation in wall temperature can all cause the shock train to move towards the inlet, leading to potential unstart risks. Therefore, in practical engineering applications, particular attention should be paid to the high back-pressure and low-frequency oscillations induced during the combustor combustion process, as well as the wall heat conduction effects, to prevent the shock train from being expelled from the isolator, which could result in the unstart of not only the isolator but also the entire engine.

Key words: isolator; self-adaptive turbulence eddy simulation (SATES); back-pressure; shock train; wall temperature

收稿日期: 2024-04-29; 修回日期: 2024-06-15

基金项目: 国家自然科学基金(52376114, 92041001); 国家科技重大专项(J2019-III-0015-0059)

通信作者: 韩省思(1981-), 男, 博士, 教授、博导。E-mail: xshan@nuaa.edu.cn

引用格式: 谢鹏飞, 刘一凡, 韩省思. 圆管隔离段激波串特性的自适应湍流模拟研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 244-254.

XIE Pengfei, LIU Yifan, HAN Xingsi. Numerical investigation on shock train characteristics in cylindrical isolator via SATES method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 244-254. (in Chinese)

0 引言

在双模态超燃冲压发动机中,隔离段部件位于进气道和燃烧室之间,有效防止进气道与燃烧室内部流动的相互作用^[1-2],阻止燃烧室可能出现的反压前传对进气道设计流动状态的影响;同时也对来自进气道的气流减速增压,为燃烧提供稳定的来流条件。因此,对隔离段内流场开展研究对于超燃冲压发动机各部件及整体性能的设计具有重要意义。

自从 Waltrup 等^[3]于 20 世纪 70 年代提出隔离段概念以来,研究人员通过实验、理论分析以及数值计算等不同手段开展了针对隔离段的一系列研究工作^[4-6],尤其是对隔离段内激波串特性的研究一直有增无减。Matsuo 等^[7]指出当来流马赫数大于 1.5 时,在首道激波下游会出现多道激波组成的激波串结构,同时将压力不连续上升的激波串区域与下游压力继续升高的混合区域合称为“伪激波”。隔离段虽然几何结构非常简单,但是内部激波串主导的流场结构非常复杂,边界层分离、激波/边界层相互干扰以及激波串振荡等多种复杂流动现象相互耦合,给研究分析带来很大困难。同时影响隔离段激波串特性的因素很多,包括来流马赫数、边界层厚度、总温、下游反压脉动以及隔离段几何参数、壁面温度及粗糙度等。何粲等^[8]研究了圆截面隔离段在不同反压作用下的流场特性,发现激波串会随反压的增大向上游传播发展直到推出,对应着发动机模态的转变;谭慧俊等^[9]对弯曲管道激波串的基本特性开展了数值研究,结果表明弯曲管道的出口马赫数随反压比关系曲线的波动幅度明显低于直管道,与恒定反压的影响效应相比,脉动反压对激波串特性的影响机制更为复杂。超燃冲压发动机在实际燃烧过程中有可能会出低频振荡燃烧,导致隔离段出口的反压呈现出大幅低频脉动。Xiong B 等^[10]认为激波串在隔离段下游反压的作用下以一种复合的模式进行振荡,该振荡模式由外界施加的振荡频率作为主导,并与激波串本身的固有振荡频率耦合;Su W Y 等^[11]在隔离段出口人为地施加周期性的正弦压力,采用数值方法研究了脉动压力频率和幅值对激波串动态特性的影响,结果表明反压脉动频率对激波串前缘位置和伪激波内压力波动影响较小,而出口压力脉动幅值对激波串特性影响较大;

然而,熊冰^[12]通过实验和数值模拟手段均证实了激波串受迫振荡幅度随反压脉动频率升高而减小,随反压脉动振幅升高而增大这一现象。此外,壁温对于隔离段内激波串特性的影响机制也存在一些争议。范周琴等^[13]的数值计算结果表明,壁温比升高会导致激波串长度增加,隔离段抗反压性能下降;Fischer 等^[14]在马赫数 2.0~3.5 的来流下对均匀来流的全尺度隔离段进行实验,研究了不同来流马赫数及总温下壁面温度对激波串的影响,结果表明在某些特定条件下增加壁面温度反而会使激波串长度减小。

随着计算机技术的不断进步,数值模拟方法在隔离段设计中得到了越来越多的应用。目前根据能够求解的湍流尺度的占比,湍流数值模拟方法主要分为雷诺平均方法(Reynolds Average Navier-Stokes,简称 RANS)、大涡模拟方法(Large Eddy Simulation,简称 LES)、直接数值模拟方法(Direct Numerical Simulation,简称 DNS)以及联合雷诺平均/大涡模拟方法(Hybrid RANS/LES Method)。其中联合雷诺平均/大涡模拟方法是近年来湍流模拟方法中的研究热点,其耦合了 RANS 方法在近壁区域的高效性以及 LES 方法在自由流区域的准确性,被认为是使 LES 真正投入实际应用的重要方法^[15]。自适应湍流模拟方法(Self-Adaptive Turbulence Eddy Simulation,简称 SATES)是近些年基于联合思想提出的一种新型湍流模拟方法^[16-20],其核心是通过构建局部网格滤波尺度与湍流长度尺度之间的匹配关系,自适应调整湍流模化比重,从而实现从 RANS、LES 和 DNS 模式的光滑过渡。

目前大部分有关隔离段的数值计算是基于 RANS 方法开展的,但考虑到 RANS 方法固有精度的不足且无法准确获得非定常流场有效信息的问题,本文采用新型 SATES 方法,针对等直圆截面管道开展数值研究工作,重点研究隔离段出口恒定和脉动反压以及壁面温度对隔离段内激波串特性的影响,以期在实际发动机设计提供参考性信息。

1 物理模型和计算方法

1.1 自适应湍流模型 SATES

本文采用基于 BSL $k-\omega$ 模型的 SATES 方法,

在 SATES 框架下,底层 RANS 建模的形式不变,仅通过分辨率控制函数 F_r 对 RANS 模型中湍流黏度进行缩放来修改湍流黏性系数,模型控制方程为

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\frac{D(\rho \omega)}{Dt} = \frac{\omega}{k} \gamma P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\mu_t^{\text{SAT}} = F_r \frac{\rho k}{\omega} \quad (3)$$

其中,分辨率控制函数 F_r 是 SATES 方法的核心,其表达式为

$$F_r = \min \left(1.0, \left[\frac{1.0 - \exp(-\beta L_c/L_k)}{1.0 - \exp(-\beta L_i/L_k)} \right]^n \right) \quad (4)$$

$$\begin{cases} L_c = C_x (\Delta x \Delta y \Delta z)^{1/3} \\ L_i = \frac{k^{3/2}}{\beta^* k \omega} \\ L_k = \frac{y^{3/4}}{(\beta^* k \omega)^{1/4}} \end{cases} \quad (5)$$

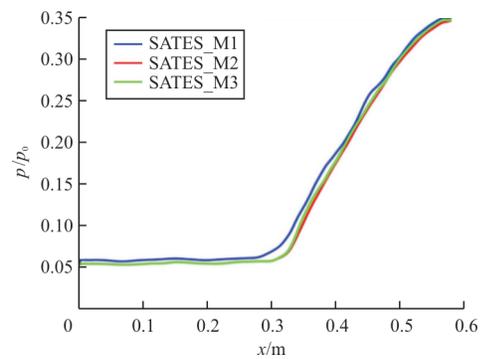
式中: L_c 、 L_i 和 L_k 分别为湍流截断长度尺度、湍流积分长度尺度和 Kolmogorov 长度尺度,其余模型参数详见文献[16-20]。

1.2 物理模型和数值设置

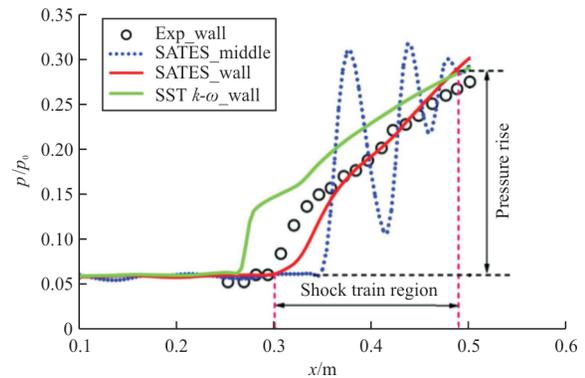
本文选取经典 Waltrup-Billig^[21]的圆截面构型隔离段,长度为 578 mm,截面直径为 69.85 mm。计算的来流条件保持一致:来流马赫数 $Ma_\infty = 2.60$,静压 $P_i = 15\,500$ Pa,总温 $T_0 = 288.89$ K,约束比 $\delta/D = 0.14$ 。将超声速圆管 RANS 计算得到的压力和温度剖面插值到计算域进口,同时添加人工合成湍流脉动^[22]以保证生成高质量的湍流边界层,壁面为无滑移绝热边界,出口设置成超声速出流边界。本文的数值计算基于有限体积法,对流项采用有界中心分离离散格式,湍流标量采用二阶迎风格式离散,时间项采用二阶隐式离散格式推进,压力速度耦合采用 Couple 算法,时间步长设置为固定值 5×10^{-6} s。

1.3 网格敏感性分析和结果验证

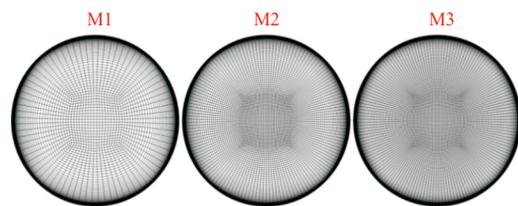
选取反压 $P_b/P_i = 6.8$ 的工况先进行网格敏感性分析,网格数量依次约为 80 万 (M1)、150 万 (M2)、270 万 (M3),上壁面压力分布如图 1 所示。进口截面的网格示意图如图 1(c) 所示,三套网格近壁面第一层网格高度均为 0.001 mm, M1、M2 和 M3 流向网格尺寸分别为 3.5、4.0 和 5.0 mm。从图 1(a) 可以看出: M2 和 M3 两套网格计算的壁面压力结果基本一致,而 M1 的计算结果存在一定差异,主要体现在壁面压力开始升高的位置与其他两套网格结果不一致,考虑到计算成本,后续选择 M2 网格进行模拟计算;此外,从图 1(b) 可以看出: SATES 方法与实验值在激波串区域吻合程度更好,尤其是激波串前缘位置即压升起点基本一致,而 SST $k-\omega$ 模型预测的分离起始位置靠前,计算的超声速流动分离区域较实验偏大。



(a) 网格敏感性分析



(b) 算例验证 ($Ma=2.60$)



(c) 网格细节

图 1 上壁面压力分布

Fig. 1 Upper wall pressure distribution

2 结果与分析

2.1 恒定反压对隔离段流场的影响

设置五组不同的出口反压工况,分别记为 Case 1~Case 5,反压(P_b/P_i)分别为 4.6、5.7、6.8、7.3、7.7。

不同反压比下隔离段中心截面的瞬时和时均马赫数云图分别如图 2~图 3 所示(图 3 中,黑色线代表声速线),可以看出:在 Case 1 工况下,隔离段已经出现了激波串结构,说明此时的反压已经开始影响隔离段内流场,但此时激波串长度较短,隔离段内大部分区域仍是超声速流动;随着反压的升高,激波串前缘向上游移动,整体伪激波区域变长,隔离段内亚声速区域增大;当反压比为 7.7 时,伪激波近似被推出隔离段,初始激波形态接近正激波。

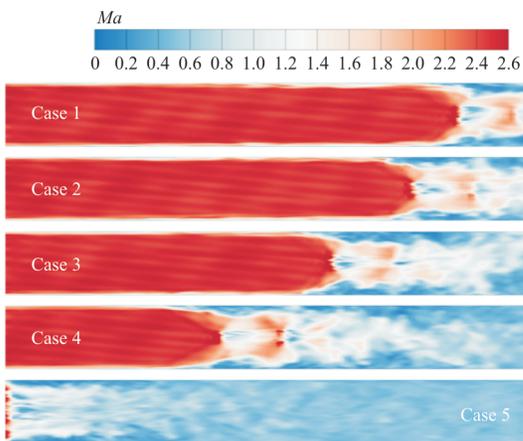


图 2 不同工况瞬时马赫数云图
Fig. 2 Instantaneous Mach number contours under different cases

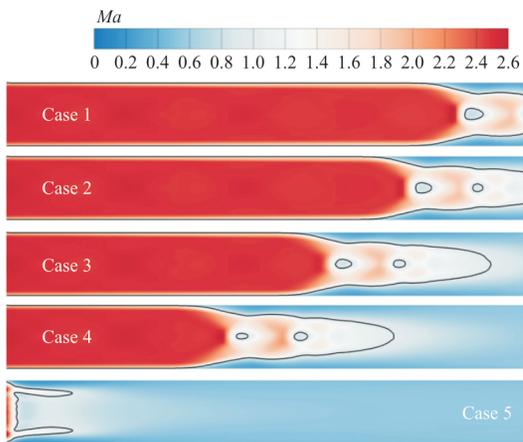


图 3 不同工况平均马赫数云图
Fig. 3 Mean Mach number contours under different cases

为了更加清晰地展现三维流场细节,通过压力等值面展现隔离段内第一道激波的形态,同时给出中截面的时均压力云图,如图 4 所示。

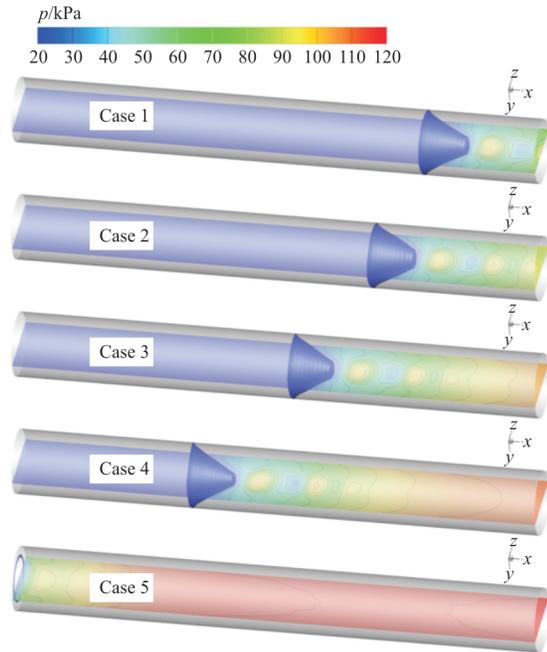
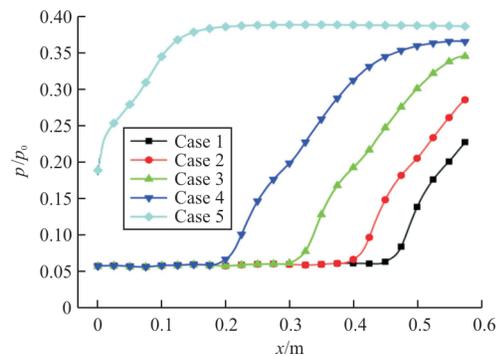


图 4 不同反压比下的隔离段初始激波及中截面压力示意图
Fig. 4 Initial shock wave and mid-section pressure diagram of isolator under different back pressure ratios

从图 4 可以看出:激波串的第一道激波面呈轴对称扇形分布,与马赫数计算结果类似,Case 1 激波前缘出现分离,开始出现激波串;随后 Case 2 的激波串长度以及激波串内激波节数开始增多;到 Case 3 和 Case 4 工况,反压继续升高,激波串前缘不断向入口处移动,激波串内激波节数及长度已无明显变化,而此时流场出现以静压恢复为主要特征的混合区;最后 Case 5 工况下,伪激波被推出隔离段,激波串结构消失。

不同反压比下隔离段沿壁面及中心线的沿程压力分布如图 5 所示。



(a) 壁面

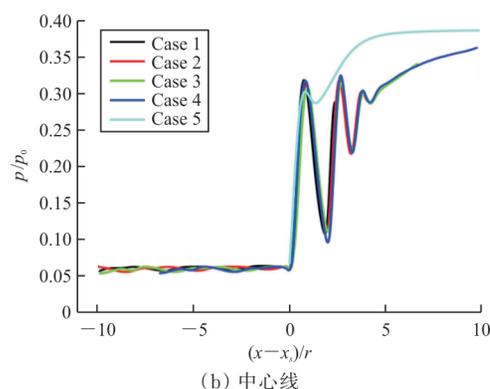


图 5 不同反压比下的压力分布

Fig. 5 Pressure distribution under different back pressure ratios

从图 5 可以看出:除 Case 5 以外,其他工况下激波串具有自相似特征,激波串内激波的强度及间距没有明显变化;当反压升高时,流场结构可以简化为激波串向前缘做的平移运动。总体而言,随着反压比的增大,整体伪激波区域会向隔离段入口处移动,伪激波中激波串结构会随反压增大先增加节数而后趋于固定,并向前缘平移;当反压

增加到临界值后,伪激波会被完全推出隔离段,这种情况在实际的超燃冲压发动机中会造成十分严重的后果,可能直接导致进气道不起动,因此在设计时要留有充足的裕度保证激波串在合理范围运动。

隔离段出口便是下游燃烧室的进口,隔离段出口参数在很大程度上影响燃烧室工作模式。从整体性能来看,隔离段的设计应当使总压恢复系数尽量大的同时,使隔离段出口流动畸变相对较小,更有利于组织高效燃烧。不同反压比隔离段出口截面瞬时和时均马赫数云图如图 6 所示。同时为了便于定量分析,给出出口截面中心线($z=0$)上马赫数和温度的分布,如图 7 所示,可以看出:在 Case 1 工况下,隔离段出口处主流仍为超声速流动,随着反压的升高,Case 2 工况已经开始出现亚超声速混合主流,随后出口马赫数随反压的增大整体降低到亚声速状态,而出口截面静温随反压的增大而整体升高。

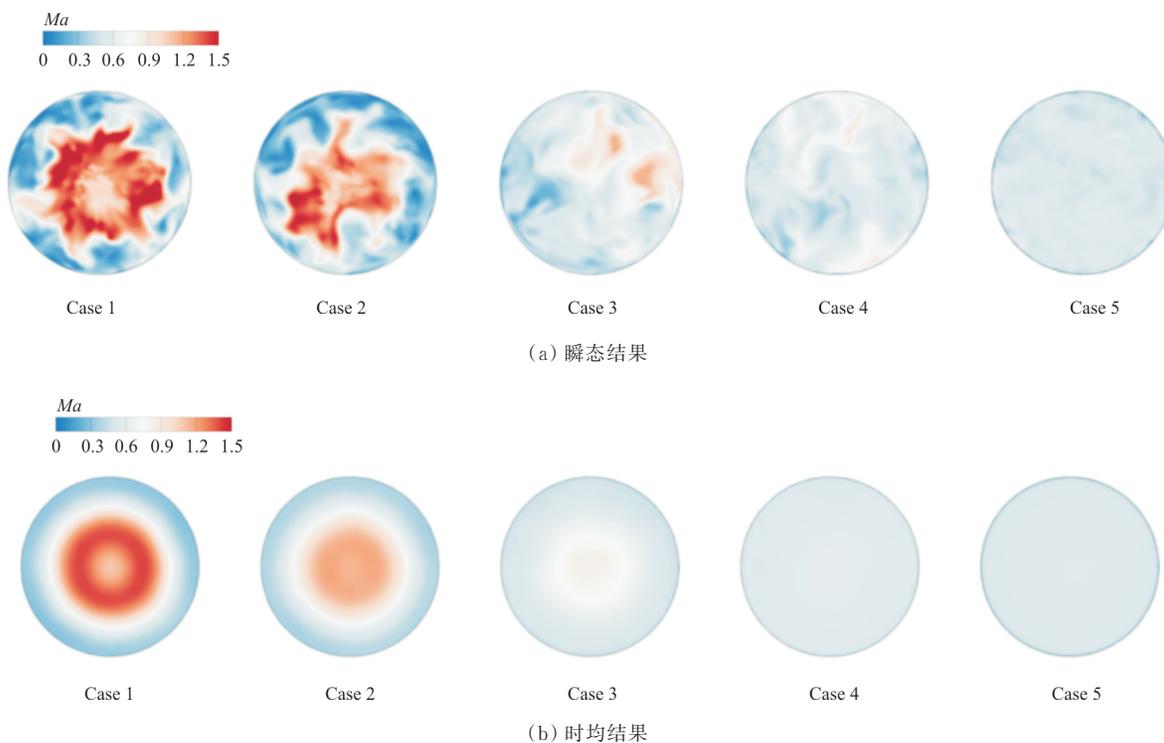
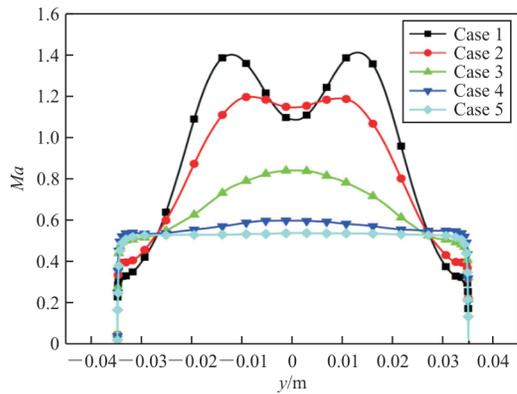
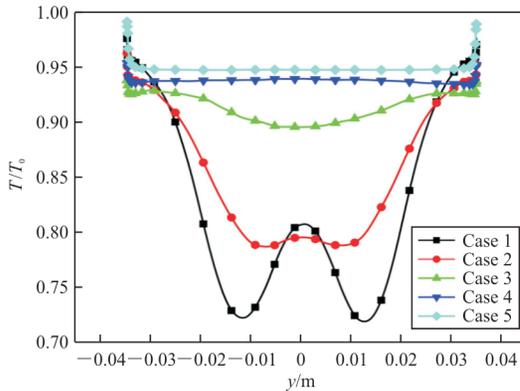


图 6 出口截面马赫数云图

Fig. 6 Mach number contours at the outlet



(a) 马赫数



(b) 温度

图 7 不同反压下隔离段出口截面标量分布

Fig. 7 Scalar distribution at the outlet under different back pressure ratio

五个工况下出口截面质量加权马赫数和总压恢复系数的分布如图 8 所示,质量加权马赫数常作为判定亚燃/超燃模态的判据,总压恢复系数则反映了流动过程中的总压损失^[22]。

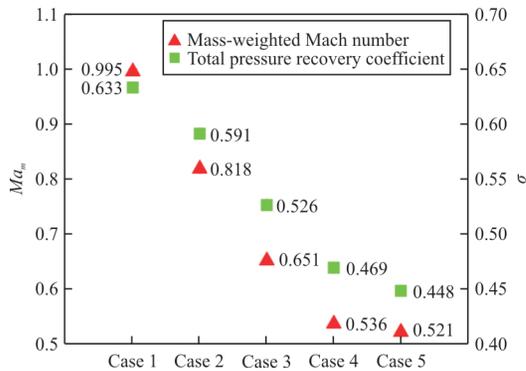


图 8 不同反压下隔离段出口截面性能参数分布
Fig. 8 Distribution of performance parameters at the outlet under different back pressure ratios

从图 8 可以看出:反压越大,隔离段出口截面加权马赫数越小,总压恢复系数也越小。这说明反压决定隔离段的工作模态,同时反压的升高会

带来更多的总压损失。在实际的超燃冲压发动机中,燃烧室的设计是与隔离段密切相关的,燃烧室燃烧状态下产生的高反压需要与隔离段流场相匹配,在保证伪激波区域不被推出隔离段的前提下,应当使总压恢复系数尽量大,隔离段出口流动尽量均匀。

2.2 脉动反压对隔离段流场的影响

超燃冲压发动机在实际燃烧过程中有可能会发生振荡燃烧现象,这种低频脉动压力会向上游传递进而影响隔离段内激波串的运动特性。针对 Case 2 反压工况,设置四组不同频率的脉动反压(f 分别为 100、250、500、1 000 Hz),脉动幅值设置为一个大气压,来模拟燃烧室振荡燃烧所引起的正弦压力脉动,重点研究激波串的受迫振荡特性,并探究压力脉动频率对隔离段激波串特性的影响。

反压频率为 100 Hz 时,一个周期内不同时刻的隔离段马赫数云图如图 9 所示。

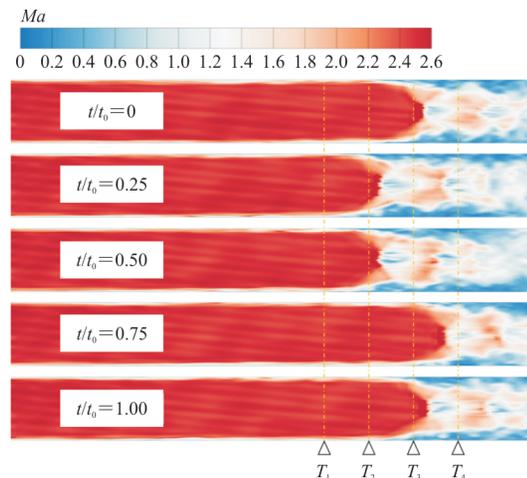


图 9 一个周期内不同时刻马赫数云图($f=100$ Hz)

Fig. 9 Mach number contours at different times within a period ($f=100$ Hz)

从图 9 可以看出:SATES 计算结果反映出激波串随脉动反压受迫振荡的动态特性,不同时刻激波串中心线压升位置的连线近似于正弦曲线。反压频率为 100、250 和 500 Hz 时隔离段上壁面压力测点($T_1 \sim T_4$ 测点的 x 坐标分别为 0.35、0.40、0.45 和 0.50 m)随时间的变化规律如图 10 所示,可以看出:不同反压频率工况下,壁面静压分布规律与施加的背压波形较为匹配,但能观察到各测点压力峰值与反压峰值存在一定的迟滞响应。此外,随着反压频率的升高, T_2 测点压力脉动明显减

弱,而 T_3 和 T_4 测点时域信号显示压力仍处于周期脉动中,这说明激波串会随着反压频率的变化相应改变振荡前后位置范围。在反压频率 500 Hz 工况下,激波串已经在 0.40 m(恒定反压 Case 2 工况激波串的起始位置)之后的范围内振荡,因此 T_2 测点几乎监测不到压力的脉动。

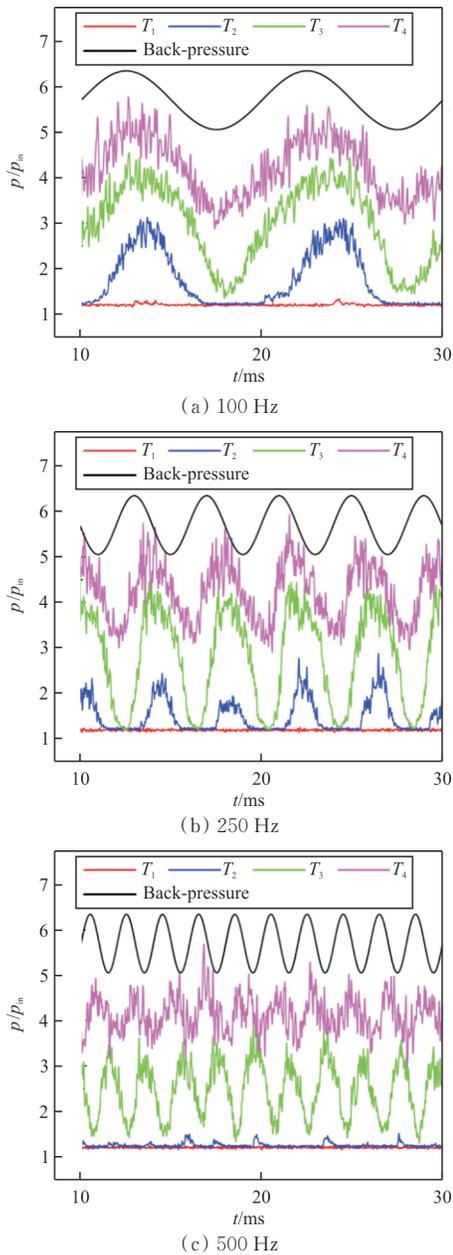


图 10 隔离段上壁面压力测点随时间变化规律
Fig. 10 Time evolution of pressure measurements at the upper wall of the isolator

为了更好地揭示不同频率脉动压力对激波串特性的影响,对不同脉动频率反压下 T_3 测点(所有工况下激波串振荡范围均包含 T_3 测点)的压力分布做快速傅里叶(Fast Fourier Transform, 简称

FFT)分析,如图 11 所示,可以看出:在所有工况下,激波串受迫振荡的主频与下游反压脉动频率保持一致;此外,还能观察到 2 倍主频处存在能量较低的次频振荡,说明激波串受迫振荡不保持类似于脉动反压的正弦形式,存在一定的非线性效应,同时,每个频率的峰值振幅也在图中显示,随着反压脉动频率的升高,激波串整体振荡幅度似乎有下降的趋势;250 Hz 的反压脉动频率可能导致了类似共振的行为,造成此时 T_3 测点出现最大的压力振幅,这与文献[23]中直接数值模拟的结果趋势较为类似。

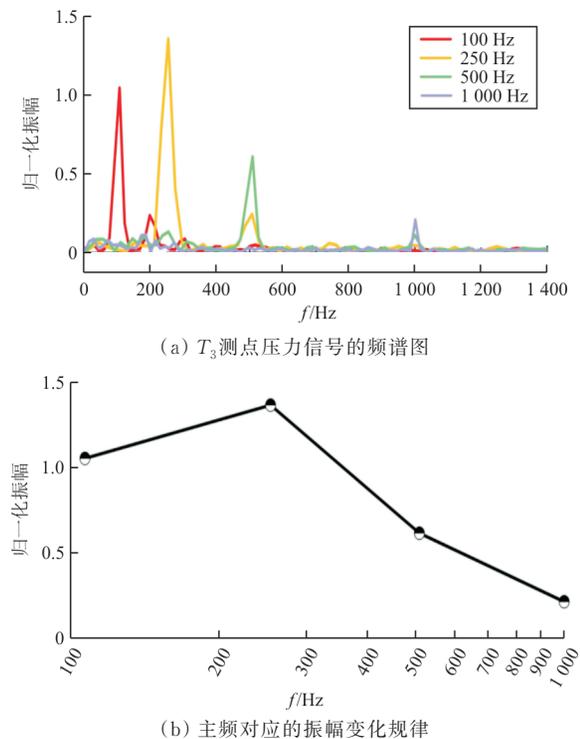


图 11 不同脉动频率反压下 T_3 测点压力分布的快速傅里叶分析

Fig. 11 Fast Fourier transform of pressure distribution at T_3 measuring point under different pulsation frequency back-pressure

不同频率脉动反压时上壁面时均压力和脉动压力的分布如图 12 所示,可以看出:随着反压频率升高,激波串整体振荡的范围在缩小,第一道起始激波的位置向下游出口处移动。此外,从二阶矩结果分布来看,壁面的压力脉动由于激波串振荡存在多峰值现象,并且第一道激波后的压力脉动随反压频率升高呈现整体下降趋势。在实际的燃烧室中,更应警惕低频燃烧振荡对隔离段激波串的影响,防止激波串前缘振荡超出隔离段安全范围。

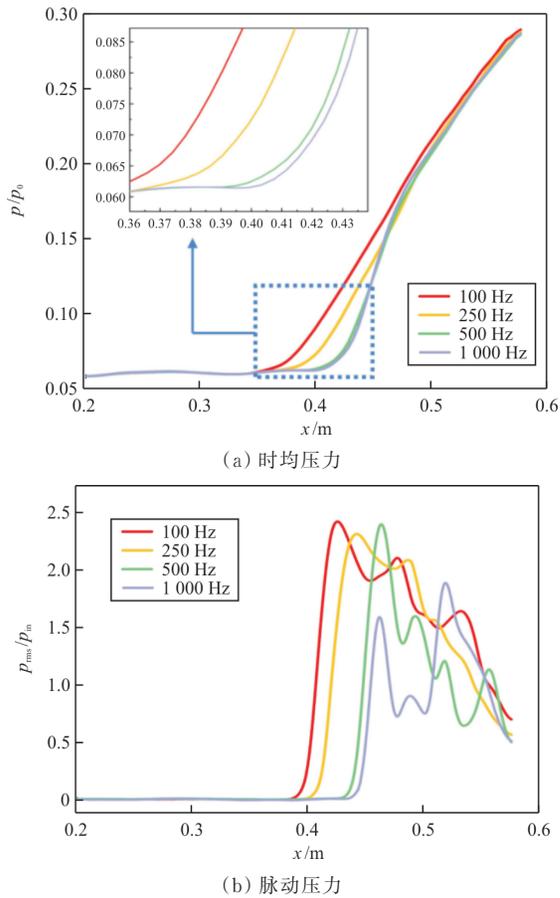


图 12 不同频率脉动反压下上壁面压力分布
Fig. 12 The distribution of upper wall pressure under varying frequency pulsating backpressure

2.3 壁面温度对隔离段流场的影响

在超声速飞行器实际飞行中,一方面,气动加热现象十分显著,会导致隔离段壁面温度发生变化;另一方面,燃烧室内的高温燃气也可能通过热传递影响壁面温度。目前,壁温对隔离段激波串的影响尚未得到统一的定论,本文选取 Case 1、Case 2 和 Case 3 三种恒定反压工况,保持压力、温度等来流条件不变,通过施加第一类边界条件改变隔离段壁面温度,研究壁温比 T_w/T_0 (壁面温度 T_w 与来流总温 T_0 之比) 对隔离段流场的影响。

反压比为 4.6 时不同壁面温度的流场时均马赫数等值线图 and 上壁面沿程压力分布如图 13 所示,可以看出:随着壁温的升高,壁面处开始分离的位置,即第一道激波的起始位置略微向上游移动;除此之外,初始激波的形态也有一些变化,在高壁温时,上下壁面起始激波发生的马赫反射受到壁面附近高温流体的影响,形成的马赫杆长度变低。在隔离段上游区域,随着壁温升高,壁面压

力也略微升高。从结果来看,Case 1 工况下壁温对隔离段整体激波串流场影响并不显著。

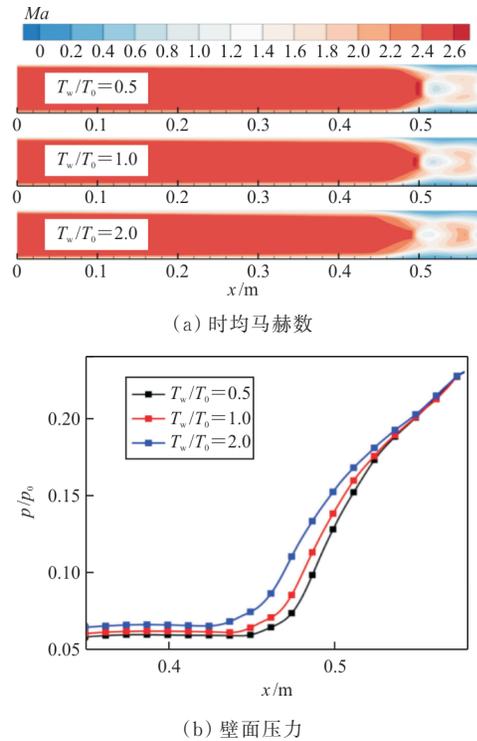
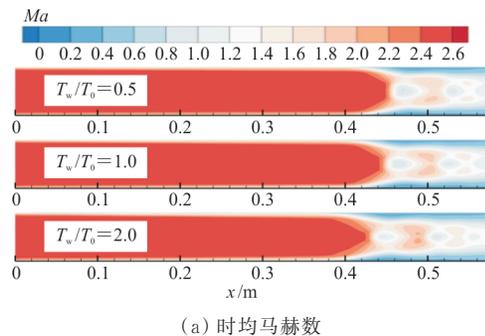


图 13 反压比为 4.6 时,不同壁温时均标量分布
Fig. 13 The distribution of mean scalar under different wall temperatures at a backpressure ratio of 4.6

Case 2 和 Case 3 工况下,不同壁温对应的流场时均马赫数等值线图和上壁面沿程压力分布图如图 14~图 15 所示,可以看出:当壁温高于绝热壁温 (壁面向流体传热),伪激波向上游移动;当壁温低于绝热壁温 (流体向壁面传热),伪激波向下游移动。此外,当壁面温度等于来流总温时,由于总温与绝热壁温接近,伪激波长度与绝热壁计算的结果基本一致。随着壁温升高,激波串中马赫杆长度收缩,整体伪激波区域向上游移动,这与 Case 1 工况类似。但是,反压比更高的两组工况下,壁温似乎对隔离段整体激波串流场影响更加显著。



(a) 时均马赫数

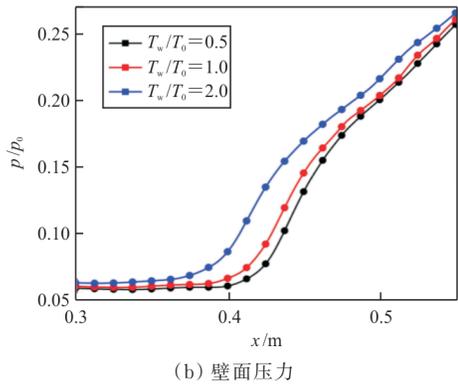


图 14 反压比为 5.7 时,不同壁温时均标量分布
Fig. 14 The distribution of mean scalar under different wall temperatures at a backpressure ratio of 5.7

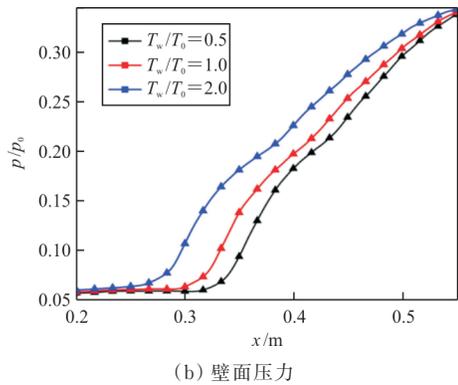
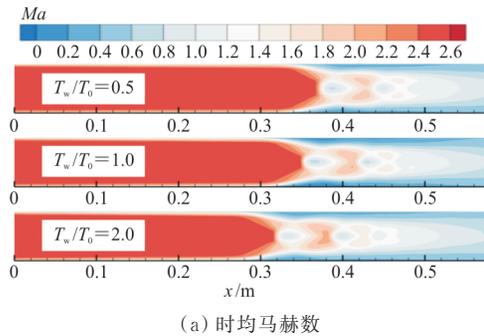


图 15 反压比为 6.8 时,不同壁温时均标量分布
Fig. 15 The distribution of mean scalar under different wall temperatures at a backpressure ratio of 6.8

壁温的变化主要影响壁面边界层特征,从而
影响隔离段内流场,以 Case 3 工况下三类不同壁
温条件的隔离段流场为例,分析壁温对激波串的
影响机制。首先,将三维隔离段简化为二维问题
以便于分析,近似的二维边界层动量方程(忽略正
应力的影响)为

$$\frac{\partial(\bar{\rho}u)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}uv)}{\partial y} = -\frac{\partial\bar{P}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial y} \quad (6)$$

在动量方程中,除了流体自身惯性抵抗逆压

梯度外,剪切应力也起着重要作用。根据牛顿摩
擦定律,流体内部剪切应力又与法向速度梯度呈
正比,因此边界层内速度型分布以及边界层相应
的宏观物理特征影响着来流抵抗逆压梯度的能
力。分别对 Case 3 工况下三种壁温条件时 $x=$
 0.25 处(此时边界层均未分离)的边界层信息进
行分析,明确壁温影响边界层抵抗逆压梯度能
力的机制。

反压比为 6.8 时,三类壁面温度条件下边界层
的速度型分布和近壁面中剪切应力分布如图 16
所示。

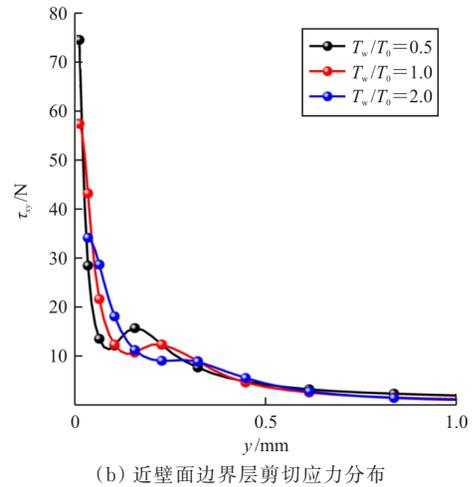
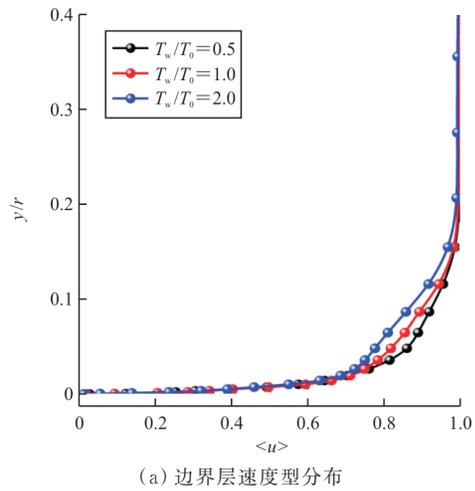


图 16 不同壁温下边界层信息
Fig. 16 Boundary layer information under different wall temperatures

从图 16 可以看出:首先壁温显著影响边界层
的速度分布,进而改变边界层的物理信息;此外,
剪切应力随壁面距离的增加而减小,这就导致式
(6)中剪切应力法向梯度项与逆压梯度项同号,说
明此时剪切应力与压力项均对流动产生阻碍作

用。随着壁面温度增加,近壁面的剪切应力梯度减小,说明这种阻碍作用减弱,这与文献[13]的RANS模拟结果一致,由于隔离段内流动属于高雷诺数流动,流体携带的惯性占优,因而壁温比增加导致雷诺数降低,边界层抗逆压梯度能力减弱。从宏观角度来看,当壁温高于来流总温时,流场中被加入热量时,与绝热壁面相比边界层增厚;当壁温低于来流总温时,热量从流场中散发,边界层变薄。

对于隔离段对称正激波串而言,研究表明,边界层厚度增加会降低流动马赫数,从而降低边界层抵抗逆压梯度的能力,导致隔离段性能下降^[23]。总体而言,壁面温度改变隔离段内近壁边界层特性,使得激波串长度增加,反压向前传递,降低隔离段抗反压性能。

3 结 论

1) 在均匀来流下,随着出口处反压的增大,隔离段伪激波区域会向上游移动直至被完全推离隔离段,隔离段出口截面加权马赫数和总压恢复系数均随着反压的升高而减小,出口马赫数不均匀度也会随反压增大而相应减小。

2) 隔离段内激波串受迫振荡的频率与反压脉动频率保持一致,激波串整体振荡的范围随着反压脉动频率的降低而扩大,而且首道激波后的压力脉动也随反压频率下降呈现整体上升趋势。

3) 壁面温度的升高会使整体伪激波区域向上游移动。当壁温高于来流总温时,流场中被加入热量时,与绝热壁面相比边界层厚度增加,流动雷诺数降低,导致隔离段内空气抵抗逆压梯度的能力减弱。

参 考 文 献

- [1] GNANI F, ZARE-BEHTASH H, KONTIS K. Pseudo-shock waves and their interactions in high-speed intakes[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 82: 36-56.
- [2] 黄河峡, 谭慧俊, 庄逸, 等. 高超声速进气道/隔离段内流特性研究进展[J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 2252-2273. HUANG Hexia, TAN Huijun, ZHUANG Yi, et al. Progress in internal flow characteristics of hypersonic inlet/isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2252-2273. (in Chinese)
- [3] WALTRUP P J, BILLIG F S. Prediction of precombustion wall pressure distributions in scramjet engines[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1973, 10(9): 620-622.
- [4] 徐杰, 陈玉春, 王晓东, 等. 双模式超燃冲压发动机隔离段性能的需求分析[J]. *航空工程进展*, 2013, 4(3): 369-375. XU Jie, CHEN Yuchun, WANG Xiaodong, et al. Analysis of isolator performance requirement for dual-mode scramjet[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(3): 369-375. (in Chinese)
- [5] HUANG T L, ZHANG Q F, YUE L J, et al. Hysteresis of shock train movement in the isolator with a ramp[J]. *AIAA Journal*, 2021, 59(10): 3873-3882.
- [6] 王德鑫, 褚佑彪, 刘难生, 等. 高背压进气道中内外流耦合作用的大涡模拟[J]. *航空学报*, 2021, 42(9): 270-283. WANG Dexin, CHU Youbiao, LIU Nansheng, et al. Large-eddy simulation of external and internal coupling flow in high back pressure inlet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 270-283. (in Chinese)
- [7] MATSUO K, MIYAZATO Y, KIM H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(1): 33-100.
- [8] 何黎, 邢建文, 肖保国, 等. 反压对隔离段激波串结构的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(5): 1242-1251. HE Can, XING Jianwen, XIAO Baoguo, et al. Influence of back pressure on shock train structure in isolator[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(5): 1242-1251. (in Chinese)
- [9] 谭慧俊, 郭荣伟. 二维弯曲等截面管道中的激波串特性研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(6): 1039-1045. TAN Huijun, GUO Rongwei. Characteristics of shock train in two dimensional bends with constant area[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(6): 1039-1045. (in Chinese)
- [10] XIONG B, FAN X Q, WANG Y, et al. Experimental study on self-excited and forced oscillations of an oblique shock train[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, 55(3): 640-647.
- [11] SU W Y, JI Y X, CHEN Y. Effects of dynamic backpressure on pseudo shock oscillations in scramjet inlet-isolator[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(2): 516-528.
- [12] 熊冰. 隔离段内激波串受迫振荡特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016. XIONG Bing. Study on forced oscillation characteristics of shock wave train in isolation section[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [13] 范周琴, 何黎, 肖保国. 壁温比对圆截面隔离段激波串的影响研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(8): 1720-1726. FAN Zhouqin, HE Can, XIAO Baoguo. Effects of wall temperature ratio on shock train in cylindrical isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8): 1720-1726. (in Chinese)

- [14] FISCHER C, OLIVIER H. Experimental investigation of wall and total temperature influence on a shock train [J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 757-766.
- [15] CHAOUAT B. The state of the art of hybrid RANS/LES modeling for the simulation of turbulent flows [J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2017, 99(2): 279-327.
- [16] HAN X S, KRAJNOVIĆ S. An efficient very large eddy simulation model for simulation of turbulent flow [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2013, 71(11): 1341-1360.
- [17] HAN X S, KRAJNOVIĆ S. Very-large-eddy simulation based on $k-\omega$ model [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(4): 1103-1108.
- [18] WU W C, HAN X S, MIN Y B, et al. Improved self-adaptive turbulence eddy simulation for complex flows and stall prediction using high-order schemes [J]. *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, 2024, 106: 48-64.
- [19] WU W C, MIN Y B, HAN X S, et al. Self-adaptive turbulence eddy simulation with a high-order finite differencing method for high Reynolds number complex flows [J]. *Aero-space Science and Technology*, 2023, 141: 108562.
- [20] WANG T Y, XUAN Y M, HAN X S. Investigation on hybrid thermal features of aero- engines from combustor to turbine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 200: 123559.
- [21] WALTRUP P J, BILLIG F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts [J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [22] 何黎. 双模态超燃冲压发动机隔离段流动特性研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2015.
HE Can. Study on flow characteristics of isolation section of dual-mode scramjet [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2015. (in Chinese)
- [23] FIÉVET R, KOO H, RAMAN V, et al. Numerical investigation of shock-train response to inflow boundary-layer variations [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 2888-2901.

(编辑:马文静)

(上接第 223 页)

- XUE Bijie. Analysis on thermally induced vibration and dynamic stiffness of cable-beam structures [D]. Xi'an: Xidian University, 2014. (in Chinese)
- [12] 张军徽, 佟安, 武娜, 等. 太阳帆航天器在绕地轨道中的热诱发振动 [J]. *航空学报*, 2019, 40(11): 161-169.
ZHANG Junhui, TONG An, WU Na, et al. Thermally-induced vibration of a solar sail in earth orbit [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(11): 161-169. (in Chinese)
- [13] BANERJEE J R. Dynamic stiffness formulation for structural elements: a general approach [J]. *Computers & Structures*, 1997, 63(1): 101-103.
- [14] CAUGHEY T K. Matrix perturbation techniques in structural dynamics [R]. US: Springer, 1973.
- [15] WILLIAMS F W, WITTRICK W H. An automatic computational procedure for calculating natural frequencies of skeletal structures [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 1970, 2: 781-791.
- [16] FEI H, DANHUI D, WEI C, et al. An improved Wittrick-Williams algorithm for beam-type structures [J]. *Composite Structures*, 2018, 204: 560-566.
- [17] 钟万勰. 结构动力方程的精细时程积分法 [J]. *大连理工大学学报*, 1994, 34(2): 131-136.
ZHONG Wanxie. Fine time integration method for structural dynamic equations [J]. *Journal of Dalian University of Technology*, 1994, 34(2): 131-136. (in Chinese)
- [18] 李亚智, 龙飞, 孔卫宏, 等. 大型重载飞艇梁索结构设计与应用研究现状 [J]. *航空工程进展*, 2021, 12(2): 12-20, 29.
LI Yazhi, LONG Fei, KONG Weihong, et al. Overview on the design and research of the beam-cable structures of heavy-loaded large airships [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(2): 12-20, 29. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)