



固体火箭发射初期导流载荷特性数值研究

汪沐江¹, 王国华², 武学安², 王 浩^{1*}, 阮文俊¹

(1. 南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 中国兵器工业集团航空弹药研究院有限公司, 黑龙江 哈尔滨 150030)

摘要:在固体火箭发射阶段, 发动机喷管尾部喷出高温高速高压燃气, 射流冲击导流器并产生随时间变化的导流载荷, 从而实现射流定向偏转。为揭示该非定常流场在发射过程中的演化规律及其气动力学机制, 基于计算流体力学理论并结合动网格技术, 对发射筒约束条件下固体火箭后方冲击流场及后续自由射流场开展全过程数值模拟。对发射过程中经发射筒壁面反射后冲击流场特性进行了分析, 对比近场不同距离、形状和尺寸导流结构的导流载荷的变化特点, 并结合流场结构分析冲击载荷的响应规律及其成因。结果表明: 在发射筒后方近场区域内, 随着发射筒与导流结构相对距离逐渐增大, 冲击载荷峰值强度变化较小, 但各载荷峰值出现时刻明显提前。导流结构几何特性对载荷输出具有显著调节作用; 在发射初期, 锥形流场核心区前移使导流器载荷呈明显周期性波动, 且随着发射过程推进, 载荷峰值逐渐衰减。该研究揭示了复杂气动环境下导流器的受力机制, 可为高性能发射导流系统的结构优化与载荷预测提供理论依据和数据支撑。

关键词: 固体火箭; 射流流场; 导流载荷; 动网格

中图分类号: TJ713; TJ714 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2026)03-0117-12

Numerical Study on the Characteristics of Diversion Load in the Initial Stage of Solid Rocket Launch

WANG Shujiang¹, WANG Guohua², WU Xuean², WANG Hao^{1*}, RUAN Wenjun¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Aerospace Munitions Research Institute, China North Industries Group Corporation Limited, Harbin 150030, China)

Abstract: During the launch phase of a solid rocket, high-temperature high-velocity high-pressure gas is ejected from the nozzle. The jet impinges on the deflector, generating time-varying loads to achieve the directional deflection of the jet. To reveal the evolution characteristics of this unsteady flow field during the launch process and its aerodynamic mechanism, a full-process numerical simulation of the impinging flow field behind the solid rocket under the constraint of the launch tube and the subsequent free-jet field was conducted based on computational fluid dynamics (CFD) and dynamic mesh techniques. The characteristics of the impinging flow-field reflected by the inner wall of the launch tube during the launch process were analyzed. The variations of the load of the deflector with different near-field distances, shapes and sizes were compared. Combined with the flow field structure, the response characteristics and causes of the impinging load were investigated. The results indicate that in the near-field region behind the launch tube, as the relative distance between the launch tube and the deflector gradually increases, the peak intensity of the impinging load decreases slightly, but the occurrence time of each load peak shifts significantly earlier. The geometric properties of the deflector structure have a significant influence on the load output. In the initial launch stage, the forward movement of the core region of the conical flow-field

causes the load on the deflector to exhibit distinct periodic fluctuation characteristics. As the launch process proceeds, the load peak gradually attenuates. This study reveals the loading mechanisms of the deflector under complex aerodynamic environments, and can provide an important theoretical basis and data support for the structural optimization and load prediction of high-performance launch deflector systems.

Key words: solid rocket; jet flow-field; deflector load; dynamic mesh

固体火箭发射过程中,喷管后方会形成高温高速高压的超音速燃气射流,并在短时间内对后方人员、设备、平台产生很强的冲击效应。为了削弱燃气射流对后方的影响,可以在发射筒后方设置导流器,使燃气射流偏转角度并向安全区域排出,导流器在此过程中受到燃气冲击产生的向后作用力称为导流载荷,对导流载荷特点进行研究是设计导流器的重要依据和技术前提。

火箭武器发射过程是一个连续的、动态的过程,动网格方法可以准确连续地计算导弹与发射筒具有相对运动的燃气射流非定常流场^[1-2]。对于发射筒内的流场,射流波系结构在有限的空间内多次反射,能够形成与自由射流不同的流场结构^[2-7]。

燃气射流对后方导流结构的冲击流场是复杂的瞬态问题,对此,国内外已有很多研究。从外形上区分,导流结构可以大致分为旋成体和非旋成体,旋成体包含导流锥、平板等,非旋成体包含楔形、格栅、导流槽、倾斜平板等。周志坛等^[8-10]采用CFD方法,研究了多喷管运载火箭尾焰对单侧导流槽、双侧楔型导流槽和双侧圆锥型导流槽3种不同导流槽拓扑型面的冲击流场;王惠方等^[11]提出了一种由栅格与楔形组合的新型导流结构,分析了传统导流结构与新型导流结构对燃气流的导流性能和冲击载荷变化规律;赵若男等^[12]研究了不同型面导流器对燃气流排导和发射箱内环境的影响;赵谢等^[13]研究了燃气弹射问题中直线锥、抛物线锥、双曲线锥及椭圆锥的弹道内弹道载荷的变化规律;MCILROY等^[14]采用了CFD方法对超声速欠膨胀射流撞击倾斜平板的问题进行了数值分析;MEHTA等^[15]分析了喷管发出的欠膨胀和过度膨胀的超音速自由射流的冲击和流动特性;ALVI等^[16]基于风洞试验研究了射流对平板的冲击流场结构特点;刘念昆^[17]采用数值模拟方法,研究车载导弹垂直发射装置燃气排导系统的流场分布;ALLGOOD等^[18]通过数值模拟方法,研究了火箭发射时下方倾斜导流槽的射流场特性;

SINHA等^[19]通过数值模拟方法,研究了导弹热发射过程中火箭发动机羽流与发射管内壁的相互作用,分析了不同环形间隙对导弹底部阻力的影响;BERTIN等^[20]根据发射试验的结果,分析了废气在发射管内的流动特性及其对导弹发射的影响。

近年来,带有相对运动边界的复杂非定常发射流场问题越来越受到关注,动网格技术成为精细化模拟该类问题的重要手段。孙中一等^[21]基于嵌套动网格技术,深入研究了冷发射弹体点火后偏转飞行对车载发射装置力热环境的动态影响,揭示了弹体运动姿态与受限空间内燃气射流演化的耦合机理。这些研究表明,考虑弹体实际运动的非定常数值模拟能够更真实地反映发射过程中的气动力学特性。

现有的研究中关于导流载荷随发射的变化情况主要依据试验测定和经验公式计算,前者成本较高,后者误差过大。而且,近年来导流载荷相关数值研究主要基于准定常工况或定常工况,这些计算方案无法体现出发射过程运动连续、火箭不断加速的特点。本文采用层铺法来实现火箭运动中尾流场的一维拉伸,针对固体火箭经过发射筒约束后的尾部自由射流场进行建模与CFD计算,并通过在射流场中设置不同的阻挡结构,分析其有导流结构阻挡的流场结构和导流载荷随时间的变化特性。

1 计算模型和计算方法

1.1 计算模型

计算域由喷管内部、发射筒内部、外流场三部分组成,模型如图1所示。图中,I为压力入口,II为壁面,III为压力出口,包括外流场外边界以及发射筒内流场和喷管内流场端面上未与相邻计算域重合的区域。外流场区域根据不同导流结构进行小幅调整。喷管与导流锥的尺寸分别如图2和图3所示。图中, D 为发射筒内壁直径; L 为发射筒与导流结构

之间的距离; R_1, R_2 分别为导流结构的钝头半径与基座弧面半径。

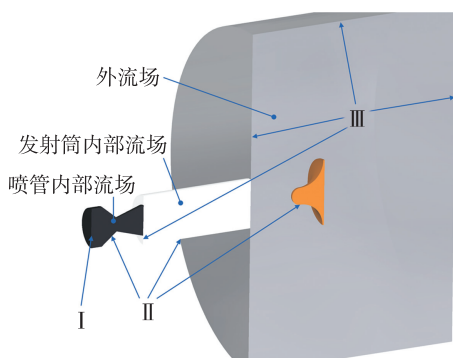


图1 流场结构模型

Fig.1 Flow field structure model

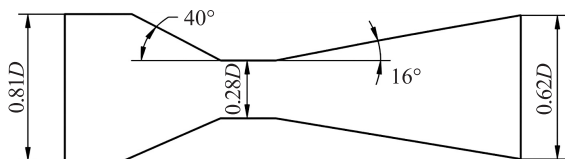


图2 火箭喷管尺寸

Fig.2 Rocket nozzle size

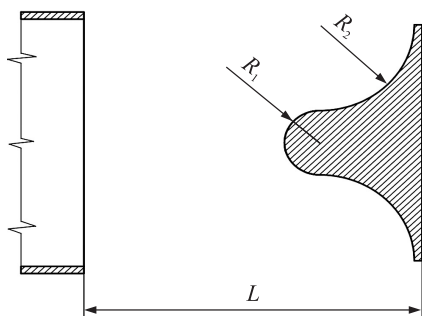


图3 导流结构尺寸说明图

Fig.3 Schematic of the deflector geometry

对数据作无量纲化处理,提取真实数据中的特征参考值,将长度的单位定为发射筒内壁直径 D ,质量的单位定为火箭自身质量 m_0 ,基于基础量纲的改变,其余单位按照以下关系变化:

$$\left\{ \begin{array}{l} x^* = \frac{x}{D} \\ v^* = \frac{x}{Dt} \\ F^* = \frac{mD}{m_0 t^2} \\ p^* = \frac{m}{m_0 Dt^2} \end{array} \right. \quad (1)$$

式中: x^* 为无量纲长度; v^* 为无量纲速度; F^* 为无量纲力; p^* 为无量纲压力; x 为真实长度; t 为真实时间,本文中不对时间做无量纲化处理。

外流场为固定的长 $11.56D$ 、半径 $8.67D$ 的筒形区域;火箭沿 x 轴负方向运动;省略燃烧室主体结构以及发射筒壁外侧、火箭发动机喷管前方流体区域以简化计算模型,重点观察受不同位置、不同外形阻挡结构阻挡后冲击流场结构,以及其导流载荷随时间的变化特性。

模型中发射筒长度为 $9.25D$,导流锥结构由球形钝头和弧面坡组成,为了便于结构化网格划分,底部定为厚度 $0.03D$ 的实心刚体,位于发射筒正后方,与发射筒同轴。

通过调整导流锥双弧面的半径和对发射筒的距离,便可以在不调整喷管及发射筒内流场网格的前提下,计算不同条件下该型结构的冲击流场变化情况以及导流载荷曲线。

1.2 基本假设

火箭后方燃气射流是高温高压高度欠膨胀的燃气射流,为了便于计算,对其做出以下假设:①燃气射流内部无化学反应存在;②燃气射流为单相连续介质;③燃气不受重力影响;④壁面均为刚性且不考虑壁面内部传热。

1.3 湍流模型

SST $k-\varepsilon$ 模型分别结合了 Standard $k-\varepsilon$ 模型在近壁场和 Standard $k-\varepsilon$ 模型在远场的优势,考虑了湍流切应力的运输过程。为更加精确地计算固体火箭发射时射流场对后方结构的冲击效应,本文选用 SST $k-\omega$ 湍流模型进行模拟,其张量公式为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega \quad (3)$$

式中: G_k 为湍流动能产生项, G_ω 为比耗散率产生项, Y_k 为湍流动能耗散项, Y_ω 为比耗散率耗散项, Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的发散项。

1.4 动网格方法

火箭在发射筒内的运动方向不变,忽略弹膛间隙,将喷管运动视为一维运动。对于本计算模型中

变形区域为规则结构化网格的情况,采用层铺法 (Layering) 更新网格,可以在保证网格质量的前提下实现流场区域的形变。其方法基本思想如下:在每个时间步内读取运动边界相邻的网格高度,并判断网格是否进行拆分或合并。当网格高度满足 $h \geq (1+\alpha)h_0$ 时,网格会被拆分;当网格高度满足 $h \leq \beta h_0$ 时,网格将会被合并。 α 为网格分裂因子, β 为网格合并因子, h_0 为理想网格高度。

2 网格划分与边界条件

2.1 网格划分与动网格预览

本文关注火箭尾流对方导流结构的冲击效应。在单发且轴对称的条件下,弹体前部外形对所研究尾流区域的影响较小,因此将火箭弹体简化为发动机喷管模型,并与发射筒后方外流场相连接。发射筒内壁简化为光滑圆筒壁面,取系统轴对称中心截面建立二维半场计算域,并采用结构化网格离散。

通过网格无关性验证,分别计算了网格数量为 40 000、80 000、140 000 时的相同算例,得到后续计算所涉及到的模型,需要在保证边界层网格充分小的同时总网格数量不能少于 70 000~80 000。以此为原则进行划分,初始时刻流场网格如图 4 所示,经过时间发展,随火箭运动而拉伸的网格变化区域如图 5 所示。

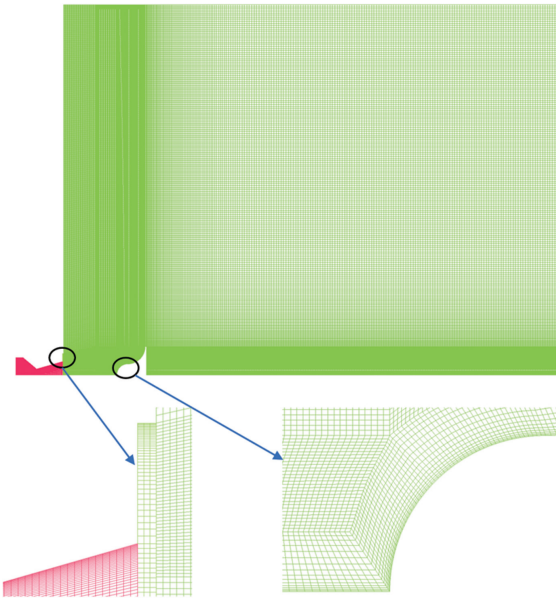


图 4 网格模型示意图
Fig. 4 Diagram of mesh model

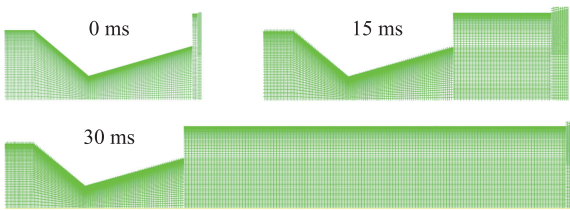


图 5 动网格发展示意图
Fig. 5 Dynamic mesh evolution diagram

2.2 边界条件与一维运动模型

采用由零维内弹道计算得到的时变入口参数曲线,燃气温度为 2 500 K,压力曲线如图 6 所示;所有出口均为压力出口,压力为 101 325 Pa,温度为 300 K。由于本文发动机射流核心区为高度超音速流动,根据超音速流动特性,下游压力扰动无法向上传播。此外,数值求解器在处理超音速流出边界时,会自动由内部流场外推算所有流动参数,设定的 101 325 Pa 仅对射流外围的亚音速卷吸区域生效。因此,该边界条件设置既模拟了真实大气背压,又避免了对上游核心射流区及激波结构造成非物理的反向挤压与干扰,保证了导流载荷计算的准确性。

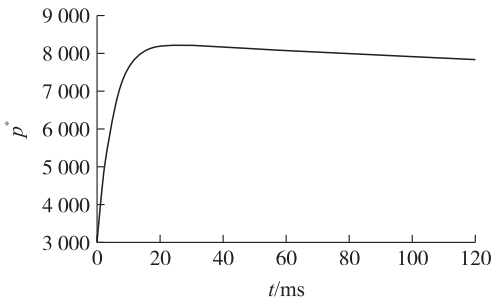


图 6 发动机燃烧室压力曲线
Fig. 6 Combustion chamber pressure curve

在喷管参数和发动机参数已知的前提下,可以根据推力方程求解火箭在筒内的运动方程。求解后的速度曲线如图 7 所示,取 60 ms 为发射筒内运动终止时刻。

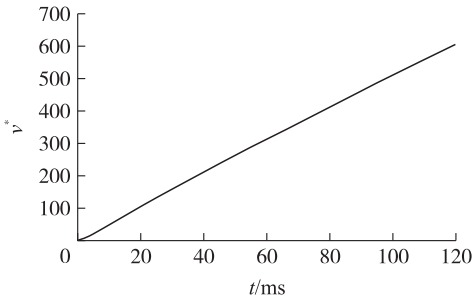


图 7 火箭速度曲线
Fig. 7 Rocket velocity curve

计算中所涉及到的发射筒与导流结构的壁面均设置为固定壁面;剪切条件设为非滑移边界条件;粗糙度常数给定 0.5;忽略发射过程中壁面处出现的热量,即假设壁面全部为绝热壁面。

2.3 计算方法验证

为了证明本文所使用数值方法的有效性,选取参考文献[16]中的试验案例进行计算,并把计算结果与试验数据进行对比。其中,喷管的出口直径和喉部直径均为 2.54 cm,喷管前端收缩比为 5,按照本文方法计算压力比(p/p_0 为喷管总压与环境压强比)为 3.7 的喷管冲击平板的流场,流场结构如图 8 所示。喷口与导流平板距离为 $2D$ 。

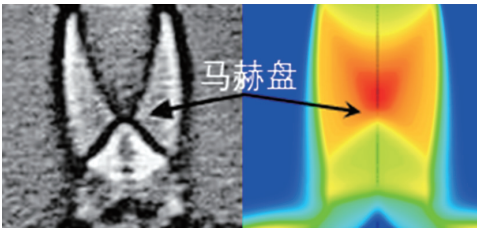
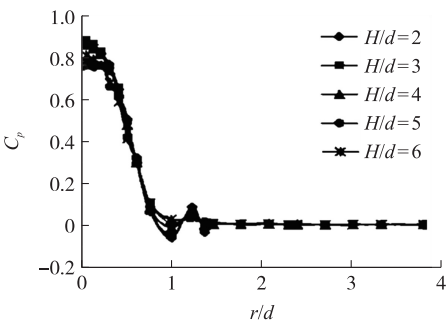
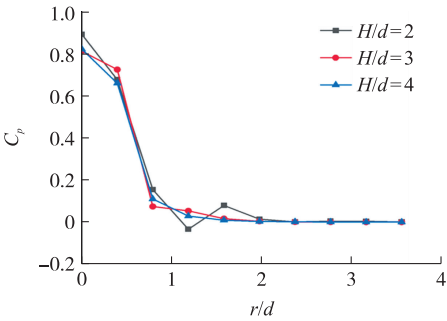


图 8 流场结构图
Fig. 8 Flow field structure

不同高度下平板不同位置的表面压力分布如图 9 所示。图中, C_p 为无量纲表面压力系数, H 为喷管出口到地面之间的距离, d 为喷管喉部直径。计算结果与原文实验结果基本一致,可以证明上述计算方法的有效性。



(a) 文献中试验测得结果



(b) 本文方法计算结果

图 9 不同高度下射流冲击平板压力分布
Fig. 9 Pressure distribution of jet impacting plate at different heights

2.4 欠膨胀固体火箭发动机经发射筒约束后自由射流场

以相同发动机参数和结构参数计算自由射流场,38 ms 时刻速度云图如图 10 所示,对应流场结构如图 11 所示。图中, p_e 为喷管出口静压。

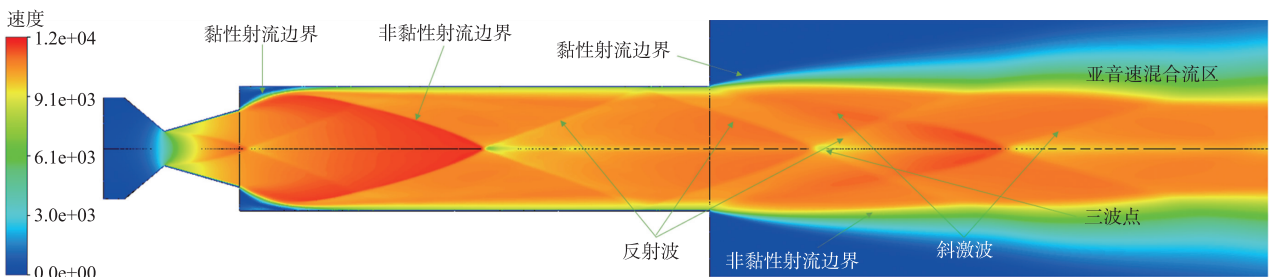


图 10 发射筒约束自由射流场速度云图
Fig. 10 Velocity contours of free-jet flow field constrained by launch tube

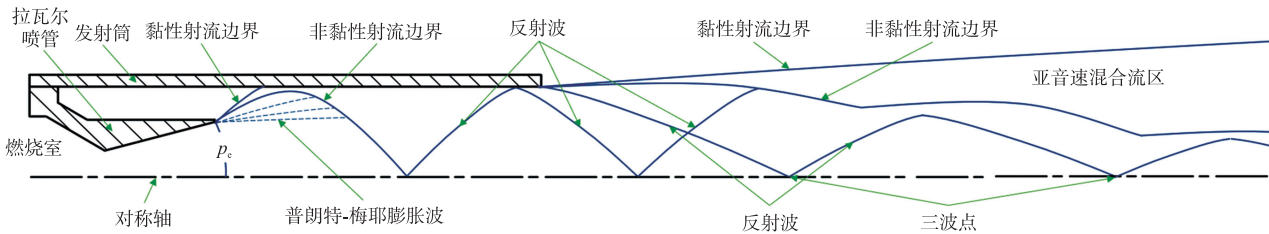


图 11 发射筒约束自由射流场结构图
Fig. 11 Structure diagram of free-jet flow field constrained by launch tube

欠膨胀燃气射流在喷管出口处的流动截面突然变大后分离出静空气区,这一区域的压力 p_b 作用于射流边界,射流边界内部又存在无黏射流边界,激波在壁面处方向改变并指向轴线,最终于喷管轴线位置汇合并反射形成反射激波,交汇处流速降低,压力升高,并随着波面扩张重新降压加速,在壁面二次反射形成第二道反射激波,最终两道反射激波构成流速逐渐上升的锥形流区,以此类推直到达到发射筒出口并失去壁面约束,反射终止。

燃气流在发射筒出口处的流动截面再次改变,形成压缩波,对于本模型中的情况,发射筒出口处的燃气压力小于大气压,即燃气流在发射筒外形成过膨胀燃气流,并产生一道指向轴线的压缩波,在后方汇聚、反射直至燃气流逐渐混合。

综上所述,在远离发射筒出口的位置,燃气射流结构与自由射流结构相似,在发射筒后方最后一道反射激波末端的距离内,流场中起到关键作用的仍然是受到筒壁边缘约束的反射激波,其最大距离为单个发射筒内锥形流区的长度,对于本文中选取的模型,此值大约为 $2.6D$,为此,本文中所给定的导流结构与发射筒的距离均小于 $2.6D$ 。

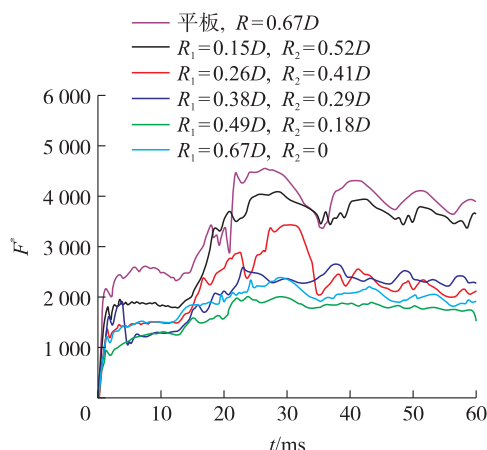


图 12 不同形状导流锥受导流载荷变化情况

Fig. 12 Variation of the load on deflector cones with different shapes

3 平板型导流结构所受导流载荷

3.1 不同尺寸平板

通过调整导流结构尺寸,分别在距离发射筒后端 $1.53D$ 处设置半径为 $0.49D, 0.58D, 0.67D, 0.76D, 0.85D, 1.17D$ 的圆盘平板导流结构,导流载荷的大小随时间的变化情况如图 13 所示。

火箭发动机于 0 时刻开始工作,导流载荷在经

历一段宽度约为 20 ms 的平稳期后快速上升至首个峰值,然后缓慢下降至低点,受力特性出现周期性变化直到火箭离开发射筒,每个周期的宽度和高度均小于上一个周期。

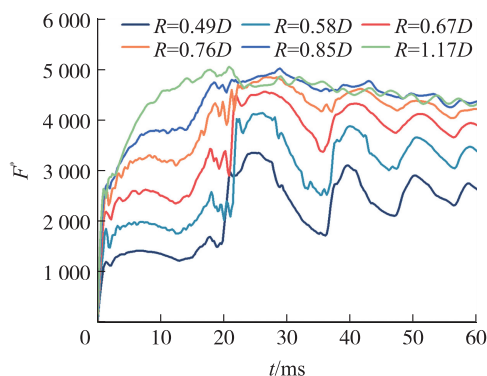


图 13 不同尺寸平板受导流载荷变化情况

Fig. 13 Variation of deflector load on flat plates with different sizes

载荷最大峰值出现在首个周期的峰顶,对于直径小于 $0.76D$ 的平板结构,受力大小峰值与平板的大小呈现出明显的正相关;当继续增大平板半径时,平稳期之后的载荷变化会逐渐趋于相同,且最大峰值的高度接近于火箭发动机的推力。

3.2 不同位置平板

选取半径为 $0.67D$ 的平板导流结构,并计算其位于不同位置时导流载荷随时间的变化情况,以距离 $L = 1.33D, 1.53D, 1.73D$ 为例。如图 14 所示,当平板距离发射筒更近时,载荷极大值出现时刻会明显滞后于距离更远的情况,首个峰内,每当阻挡结构向后平移 $0.2D$,峰值出现的时间推迟约 2 ms ;第二个峰内此时长缩短为 1.2 ms ,而对于每个峰结束后的极小值出现时刻,则并未出现推迟的现象。

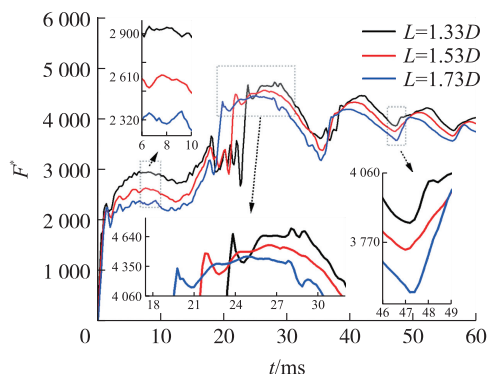


图 14 不同位置平板受导流载荷变化情况

Fig. 14 Variation of deflector load on flat plates at different locations

同时,当不断缩短两者距离时,载荷最大值将会出现小幅度提高。这种“距离越近、峰值越晚”的现象主要由射流波系与平板的空间相对位置决定。平板距离发射筒较近时,其表面位于射流强压缩区的更深处,需要等待火箭进一步前移,使首个锥形流区尾部波结扫过平板后才产生明显压力变化;平板距离较远时,波结则可在较早的发射阶段到达其表面。与此同时,距离缩短使燃气在充分膨胀耗散前直接冲击平板,因此局部驻点压力更高。本文计算结果显示,相较于 $1.53D$ 处平板, $1.33D$ 处平板受到的最大导流载荷提高了约3.2%,相较于 $1.73D$ 处平板提高5.8%。平稳期的载荷受距离影响更加显著,两数值分别提高至13.1%和23.1%。

4 锥形导流结构所受导流载荷

4.1 不同位置导流结构

把平板替换为 $R_1 = 0.26D$ 、 $R_2 = 0.41D$ 的锥形导流结构,并将其设置在距离发射筒后端 $1.53D$ 、 $1.73D$ 、 $1.93D$ 的位置,保持其他参数一致,得到的结果如图15所示。

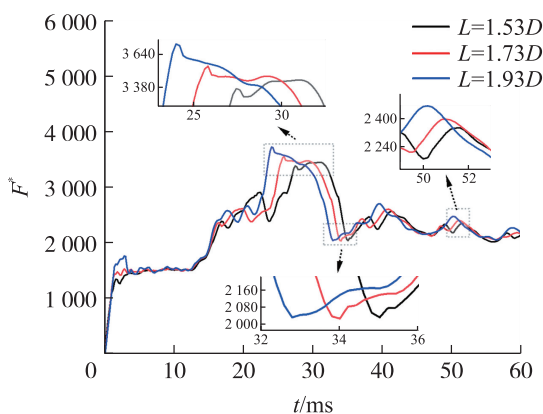


图15 不同位置锥形导流结构受导流载荷变化情况

Fig. 15 Variation of the load on the deflector cone at different locations

导流载荷变化的周期性依然存在,首个峰值出现的时刻依次后移约2 ms和1.8 ms,第一个低谷则依次后移1.2 ms和1 ms。在此距离上,首个载荷高峰后的下降斜率变陡,并在高峰附近出现了平台期,之后的峰值并未出现类似平台期,且谷值并未出现先后关系,与平板相似。对于载荷的峰值,距离的由远及近带来了峰值的由高而低,与平板相反,且距离 $1.93D$ 时此导流锥并未出现载荷平台期。

4.2 不同形状导流结构

通过改变导流锥圆弧的半径占比,对比不同形状导流结构受到导流载荷的差异,将总半径为 $0.67D$ 的导流锥设置于发射筒后方 $1.53D$ 的位置,在相同的发射条件下进行计算。如图12所示,改变导流锥形状可以显著影响其受到的导流载荷特性。当锥头球面半径小于 $0.38D$ 时,通过增大半径可以显著减小其受到的冲击力;当此球面半径增大至 $0.49D$ 时,载荷波动的周期性将会消失;当不断增大球面半径到 $0.67D$,周期性特性重新出现。这一周期性消失与重现的原因,在于激波反射模式随几何钝度的突变。当半径较小(小于 $0.38D$)时,导流锥引发的是典型的斜激波反射,流场容易随来流核心区的前移而产生周期性剥离;当半径达到 $0.49D$ 左右时,处于临界钝度,激波脱体并形成稳定的弓形正激波,导致前端形成一个巨大的稳定低速驻点区,如图23(e)所示,抑制了波系的周期性扫掠效应,故周期性消失;而当半径继续增大至 $0.67D$ 时,其钝头几乎退化为平板结构,流场特征向纯平板冲击流场靠拢,受射流截面扩张、压缩交替的影响,激波的周期性特性再次显现。

峰值方面,不论如何修改导流锥形状,载荷最大值始终出现在第一个高峰内,当锥头球面半径增大时,平稳期之后的每个峰值和谷值差值将变小。平稳期内的冲击力大小同样受到影响,其值在锥头球面半径小于 $0.38D$ 时随着球面半径增大而减小,当增大至 $0.49D$ 以上时会逐渐提高。对于不同形状的导流锥,固定发射参数的情况下,存在受导流载荷总冲和峰值最低的设计方案。

5 导流载荷变化成因分析

5.1 发射阶段平板冲击流场

固体火箭燃气射流冲击圆形平板时,由于流动受阻会在表面形成低速区,燃气流在此区域内汇聚,压力、温度、密度上升,并挤压偏转后续来流。与此同时,外侧燃气流在通过桶形激波尾部与壁面的狭缝时会再次压缩后膨胀,在圆形平板外侧再次形成类似于排气羽流结构的环形羽流结构,直至经历多次反射、压缩、膨胀后能量损耗殆尽。

取半径 $0.67D$,距离 $1.33D$ 的算例作分析,如图16所示,由于本文计算所选择的发射系统喷管尾部距离发射筒出口较近,所以在开始时燃气黏性射流边界并未与发射筒壁面相交,此时冲击流场激

波特性与自由射流对平板冲击激波特性一致。

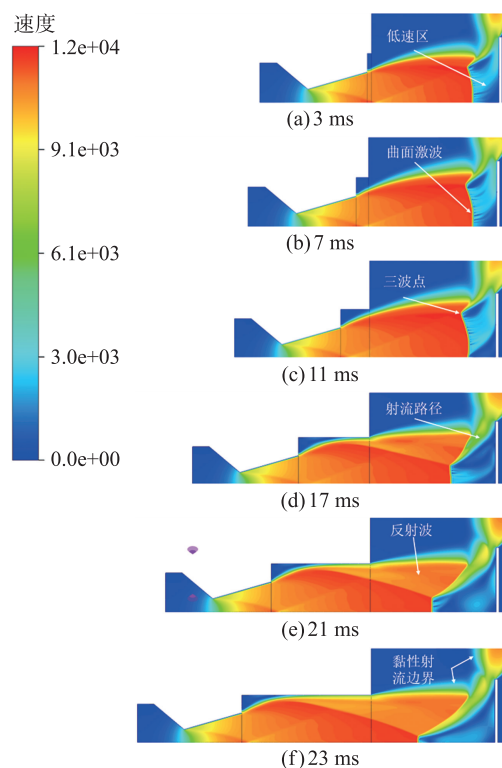


图 16 导流载荷平稳期平板受冲击流场速度云图
Fig. 16 Velocity contours of impinging flow-field on the flat plate during the steady loading stage

对于近距离放置的平板,欠膨胀超音速燃气射流在表面形成凹面朝向喷口的中心压缩激波,与桶形激波在边界处交会,并产生斜激波指向后方外侧。平板表面燃气流速降低形成低速区,中心区域燃气穿过中心压缩激波的波面速度降低至 3 000 左右,并向外侧流动,最终在边缘处与穿过斜激波的燃气汇合,重新加速形成新的环形羽流结构。

随着火箭不断运动,无黏射流边界尾部节点不断远离平板,第二个锥形流区的中线所在位置与平板交会,中心压缩激波逐渐减小,反射激波逐渐拉长,低速区呈现为锥形,穿过反射激波的外侧燃气流沿着低速区边界向后方运动,与少量穿过中心压缩激波的气体汇合后排出。

由图 14 可知,在 23 ms 之前此模型导流载荷还未离开平稳期,此区间内平板表面燃气流动微弱,受到的导流载荷主要由表面低速区域内的静压造成,主流燃气被偏转后排向斜后方,导致此阶段导流载荷值较低。

图 17 为半径 $0.67D$ 平板冲击流场速度云图。在首个黏性射流边界所在的波结远离平板后,冲击

流场结构发生了变化,当壁面反射激波与轴线交点通过中心压缩激波波面时,由于燃气速度下降致使平板表面对燃气的压缩效应减弱,中心压缩激波与反射激波交汇,形成的曲面激波展现出波浪状外形,如图 17(a) 所示。中间部分燃气穿过曲面激波后速度下降,并偏转方向向外侧排出;边缘部分燃气穿过曲面激波后立即向边缘转移。两股燃气流在平板外侧汇合,二次膨胀成环形羽流场。此时导流载荷将达到峰值前的尖峰。

当火箭继续前进,边缘的低速区随着曲面激波与反射激波交汇点不断靠近射流边界而逐渐被压缩,直至消失,此时低速区将只留存中心的部分,如图 17(b) 和图 17(c) 所示。

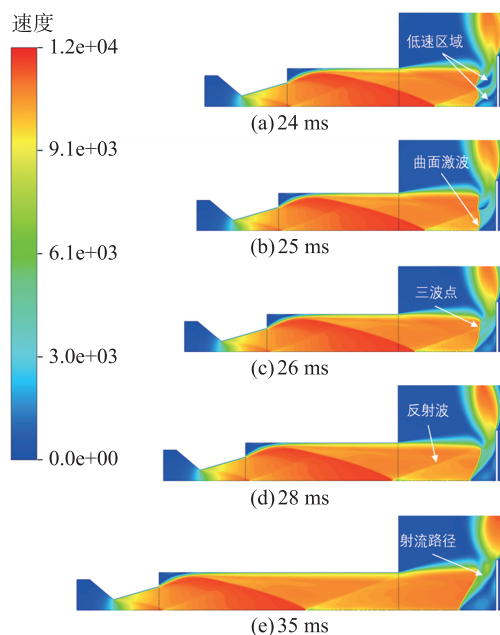


图 17 导流载荷波动周期内平板受冲击流场速度云图
Fig. 17 Velocity contours of impinging flow-field on the flat plate during one fluctuation cycle of deflector load

锥形流区内燃气的速度沿着燃气流动方向逐渐增加,随着火箭继续运动,曲面激波波面前方燃气流速上升,低速区受到的压缩效应增强,体积变大,挤压偏转燃气流向外侧移动,如图 17(d) 所示,当锥形流区尾部假象结点位置抵达平板表面,低速区理论上将达到最大,此时为导流载荷波动周期的低谷,如图 17(e) 所示。后续波面将重复此循环发展,随着燃气能量消耗,峰值不断降低,直至火箭离开发射筒。通过分析可以得到上述两种情况的流场结构如图 18 和图 19 所示。在一个周期内,只有当锥形流区的前部所在位置处推移到平板前方时,才会在平板表面产生短暂的双低速区,通过后,直到下一个锥形流

区前方的激波交点越过斜激波波面重新可见,形成的低速区一直以相对缓慢的速度不断变化,这一现象也解释了周期变化中高峰上升快且下降缓慢的特点。

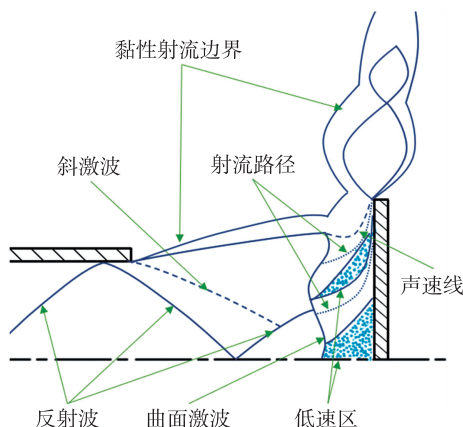


图 18 平板导流载荷波动周期上升段冲击流场结构图

Fig. 18 Flow-field structure over the flat plate during rising phase of deflector load fluctuation cycle

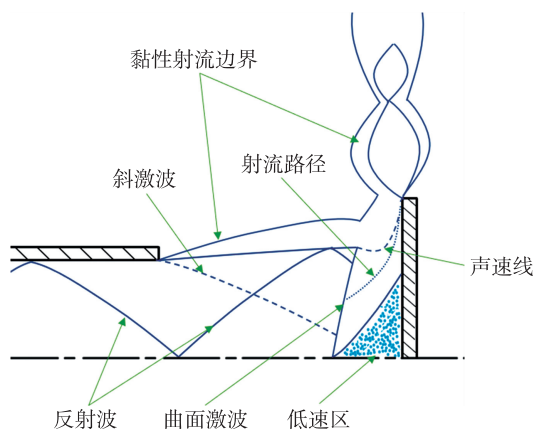


图 19 平板导流载荷波动周期下降段冲击流场结构图

Fig. 19 Flow-field structure over the flat plate during falling phase of deflector load fluctuation cycle

针对距离发射筒 $1.33D$ 处的不同大小平板,对比相同参数射流产生的冲击流场。图 20 为不同半径平板导流场发射后 35 ms 时的流场速度云图,此时为稳定期结束后第一个周期末尾。由图 13 可知,当 $R < 0.67D$ 时,此射流参数下产生的导流载荷基本与半径的平方呈正相关,这也证明了在一定尺寸范围内,导流载荷的大小受平板面积的制约。如图 20(d)~图 20(f)所示,当扩大平板半径至 $0.76D$ 以上,低速区大小将不会随着平板扩大而继续扩大,燃气离开中心跨音速区向四周流动受到的平板单方向约束效果越发明显,燃气在离开平板范围时向后速度所剩无几,此时导流载荷将达到平板的最大值,其过程中最高点约为发动机本身推力。

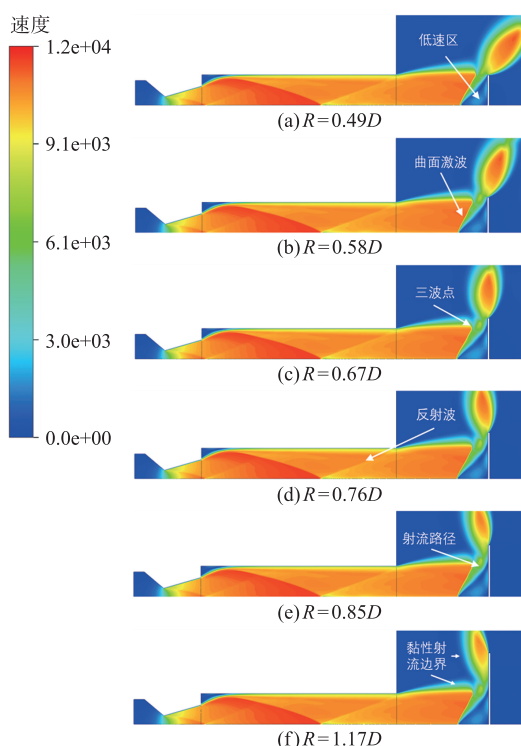


图 20 不同大小平板冲击流场速度云图

Fig. 20 Velocity contours of impinging flow-field over flat plates of different sizes

同时,由图 20 可看出,同一时刻下平板大小变化不会导致其表面形成的低速区高度改变,而对比图 17 中的低速区高度变化特点,也可以说明同一发射条件下低速区大小主要取决于燃气流速。

5.2 发射阶段导流锥冲击流场

选取导流锥结构尺寸 $R_1 = 0.26D$, $R_2 = 0.41D$, $L = 1.53D$ 的算例,分别截取时间 $t = 5\text{ ms}$, 15 ms , 20 ms , 24 ms , 30 ms , 35 ms 的速度云图,结果如图 21 所示。如图 21(a)和图 21(b)所示,在平稳期内,由于球形锥头的存在,锥头表面中心压缩激波向前拱起,低速区主要出现在导流锥腰部的弧形坡表面,此时相较于平板同时期,低速区更加的扁平且底面积更小,导致平稳期内导流锥受导流载荷显著低于平板。气流在穿过中心压缩激波和边缘的反射激波后,沿着远离坡面的路径向外侧排出,并且在抵达导流锥边缘之前提前形成波结后与导流锥边缘碰撞。如图 13 所示,平稳期结束后,导流载荷的大小达到一个平台,其流场结构如图 21(c)所示。此时中心区域流速在首个波结末尾升至较高水平,中心压缩激波重新形成后凹波面,锥头顶部低速区增大,从而使导流载荷高于平稳期。图 21(d)~图 21(f)分别给出了首个周期短时高峰、主峰和低谷对应的速度云图。

与平板情形相似,当轴线上激波反射点越过波面后,来流速度下降并形成短时高峰;随后出现贴壁流动,导流载荷进入平台期;随着时间推进,来流速度再次上升,表面低速区重新形成,导流载荷下降至低谷。

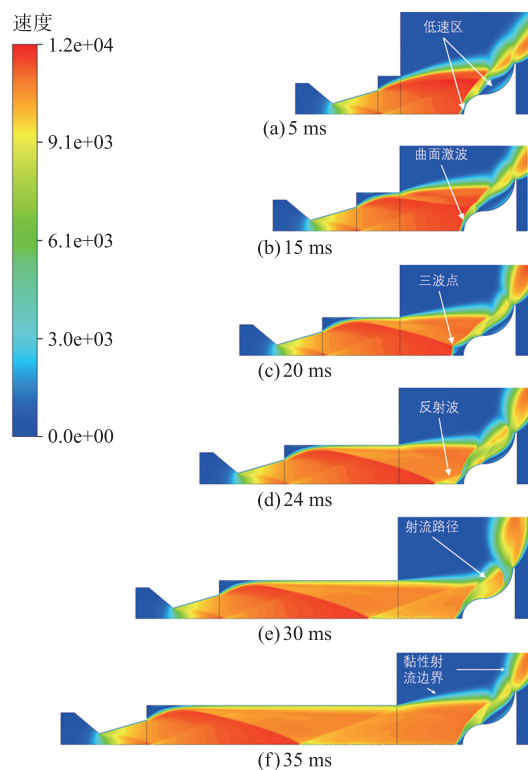


图 21 导流锥冲击流场前、中期速度云图

Fig. 21 Velocity contours of impinging flow-field around the deflector cone at early and intermediate stages

由图 15 可知,导流锥导流载荷拥有与平板相同的周期,但对于此尺寸的导流锥,第一个周期与第二个周期的载荷曲线形状相似,结果如图 22 所示。

在第二个锥形流区末尾,燃气流动速度低于首个波结末尾,导致锥头表面并未形成后凹中心压缩激波,并且在短高峰结束后,坡面并未出现贴壁流动,低速区的出现向后偏转了流动的方向,导致后续周期内未出现第一个周期内的载荷高峰平台。

通过改变导流锥的结构参数得到不同形状的导流锥,控制底面大小和导流结果至发射筒尾部的距离保持一致,图 23 为火箭发射后 40 ms 时刻的冲击流场速度云图。

增大导流锥球头的半径,锥头表面生成的低速区不断变大,在锥头半径达到 $0.38D$ 以上时,导流锥坡面不再产生低速区,燃气来流在锥头的偏转下向斜后方运动,当导流锥变成半球时,其表面流场结构重新接近于平板冲击流场。其流场结构图可以简化为图 24。

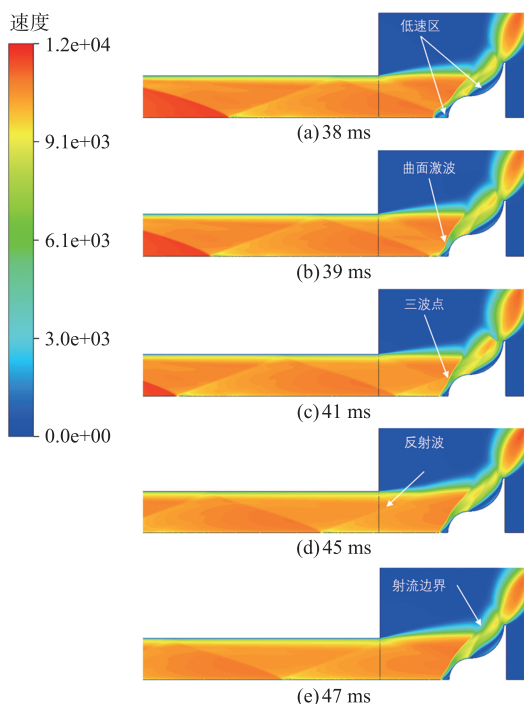


图 22 导流载荷波动周期内导流锥冲击流场速度云图

Fig. 22 Velocity contours of impinging flow-field around the deflector cone during one fluctuation cycle of deflector load

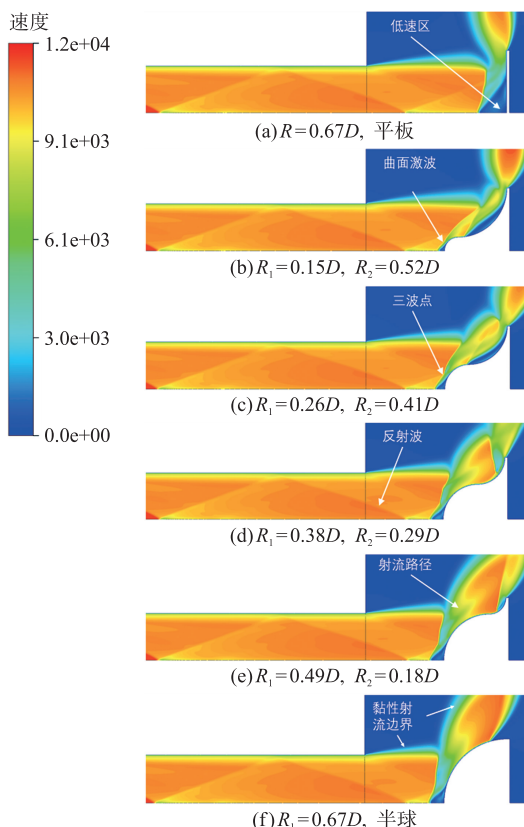


图 23 不同形状导流锥冲击流场速度云图

Fig. 23 Velocity contours of impinging flow-field around deflector cones of different shapes

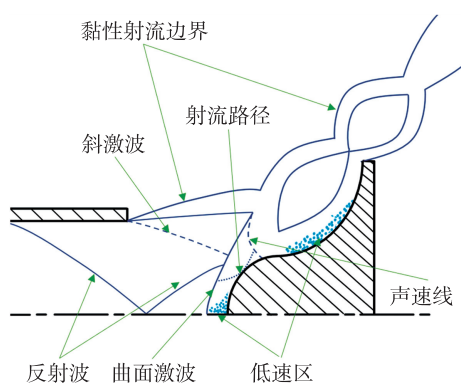


图 24 导流锥近端冲击流场结构图

Fig. 24 Impinging flow-field structure at the proximal end of deflector cone

图 24 中两个低速区只出现于锥头过小的情况以及取中间参数时流速较高的情况,当增大锥头或减缓坡面,燃气将变为贴壁流,图中曲面激波是由中心压缩激波和来流反射激波在中心压缩激波边缘反射后新形成的反射激波相连而形成的。

综合分析可知,导流载荷的时域波动特性及幅值变化,本质上是由超音速欠膨胀射流中锥形流区的动态前移与导流结构的局部空间阻塞效应相互耦合决定的。导流结构的几何形状改变了入射激波的反射类型(正反射/斜反射/马赫反射)及低速驻点区的体积,进而主导了冲击动能向表面静压转化的效率。这为后续高性能排气系统的抗冲击设计提供了明确的气动力学依据。

6 结束语

固体火箭发动机燃气射流经发射筒约束后对后方导流锥或导流板冲击的流场受到多种因素影响,包括扩张比、发射筒内壁、膛压、环境压力、发射筒与导流结构的距离等。导流载荷的最高点出现在第二个锥形流区中段通过导流结构的时刻,本模型中这一时刻约为 25 ms。对于导流距离小于 $2D$ 的近处摆放的导流结构,随着距离拉长,发射过程中导流载荷最高点将逐步提前,对于本文模型,距离每增大 $0.2D$,峰值将会提前 0.2 ms。导流载荷的周期性波动随锥形流区的通过而变化,每一周期对应一个波结。当火箭在筒内沿着前进方向不断加速时,由于后方锥形流区大小并未改变,导致导流载荷的波动周期随火箭运动不断缩短,由初期的约 20 ms 逐渐缩短至后期的 9 ms。通过改变导流锥外形,可在不改变整体尺寸的前提下显著改变流场排导特性。其

中,燃气偏转角度会随射流周期性脉动在一定范围内跳动,范围随着导流结构的尺寸参数而变化;且相比于平板导流板,采用导流锥可使导流载荷的峰值最高降低 56.2%,总冲减小约 54.8%。

参考文献

- [1] 傅德彬,姜毅. 用动网格方法模拟导弹发射过程中的燃气射流流场[J]. 宇航学报,2007,28(2):423-426.
FU Debin, JIANG Yi. Simulation of jet flow during missile launching with dynamic mesh[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2):423-426. (in Chinese)
- [2] 毛聪聪,阮文俊,孙雪明,等. 带导转槽火箭筒发射过程内流场及受力分析[J]. 火炮发射与控制学报,2022,43(6):9-14,20.
MAO Congcong, RUAN Wenjun, SUN Xueming, et al. Analysis of internal flow fields and forces during the launch process of rocket launchers with a guide groove[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2022, 43(6):9-14, 20. (in Chinese)
- [3] BATSON J L, BERTIN J J. Rocket exhaust flow in tube launchers[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1974, 11(11):739-740.
- [4] KASHIMURA H, MASUDA Y, MIYAZATO Y, et al. Numerical analysis of turbulent sonic jets from two-dimensional convergent nozzles[J]. Journal of Thermal Science, 2011, 20(2):133-138.
- [5] LEE J E, KIM M G, JUNG S Y. An efficient power-on base pressure prediction inside the tube using axisymmetric and quasi-steady computation[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(4):831-838.
- [6] 邓春丽,袁森,张秀华. 导弹热发射燃气射流对发射筒的影响[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(13):5117-5122.
DENG Chunli, YUAN Sen, ZHANG Xiuhua. The effect of missile thermal emission gas jet on the launch tube[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(13):5117-5122. (in Chinese)
- [7] 宋健,李超,蔡蓓,等. 低压室初始长度对火箭弹自力弹射出筒尾流场的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(10):78-86.
SONG Jian, LI Chao, CAI Qian, et al. Effects of initial length of low pressure chamber on wake field of rocket leaving launcher by self-ejection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10):78-86. (in Chinese)
- [8] 周志坛,乐贵高,梁晓扬,等. 多喷管运载火箭尾焰对导流槽的冲击特性研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(9):2027-2035.
ZHOU Zhitan, LE Guigao, LIANG Xiaoyang, et al. Impact characteristics of multi-nozzle launch vehicle exhaust plumes on blast deflector[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(9):2027-2035. (in Chinese)
- [9] ZHOU Z, ZHANG L, LE G. Numerical study for the flame deflector design of four-engine liquid rockets[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2020, 14(1):726-737.
- [10] ZHOU Z, ZHAO C, LU C, et al. Numerical studies on four-engine rocket exhaust plume impinging on flame deflectors with

- afterburning[J]. Defence Technology, 2021, 17(4): 1207–1216.
- [11] 王惠方, 刘洋佐, 乐贵高, 等. 导流结构对火箭炮冲击载荷的影响[J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43(8): 74–79, 86.
WANG Huifang, LIU Yangzuo, LE Guigao, et al. Influence of deflector structure on rocket launcher impact loads[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(8): 74–79, 86. (in Chinese)
- [12] 赵若男, 姜毅, 李静, 等. 不同导流型面对燃气流场的影响研究[J]. 固体火箭技术, 2020, 42(5): 671–678.
ZHAO Ruonan, JIANG Yi, LI Jing, et al. Research on influence of different flow deflectors on jet flow field[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 42(5): 671–678. (in Chinese)
- [13] 赵谢, 程洪杰, 赵媛, 等. 导流锥型对燃气弹射内弹道的影响数值研究[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(2): 243–249.
ZHAO Xie, CHENG Hongjie, ZHAO Yuan, et al. Influence of diversion cone on gas-ejection internal ballistic[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(2): 243–249. (in Chinese)
- [14] MCILROY K, FUJII K. Computational analysis of supersonic under expanded jets impinging on an inclined flat plate: AIAA 2007–3859[R]. 2007.
- [15] MEHTA R. Analysis of supersonic free jets and impinging supersonic jets on deflector[M]. London: Intech Open, 2023.
- [16] ALVI F S, IYER K G. Mean and unsteady flowfield properties of supersonic impinging jets with lift plates: AIAA 99–1829[R]. 1999.
- [17] 刘念昆. 车载导弹垂直发射装置燃气排导的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
LIU Niankun. Numerical study of gas flow for a vehicle-mounted missile vertical launcher[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [18] ALLGOOD D, AHUJA V. Computational plume modeling of conceptual ARES vehicle stage tests: AIAA 2007–5708[R]. 2007.
- [19] SINHA P K, CHAKRABORTY D. Numerical study of hot launch of missile inside a tube[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(14): 2604–2611.
- [20] BERTIN J J, BERTIN R S, YUNG A, et al. The launch-tube flow-field for a vertical launching system: AIAA 88–0332[R]. 1988.
- [21] 孙中一, 崔阳文, 赵晨耕, 等. 冷发射弹体偏转对发射车力热环境影响[J]. 航空动力学报, 2025, 40(11): 358–369.
SUN Zhongyi, CUI Yangwen, ZHAO Chengeng, et al. Influence of cold launch bullet body deflection on the force and thermal environment of launch vehicles[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(11): 358–369. (in Chinese)

(上接第 86 页)

- [6] LI Y T, QI S, JING Q, et al. The effect of operating frequency and ignition energy on JP-10/PO/aluminum powder multiphase-pulse-detonation-engine[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 244: 122758.
- [7] 李世全, 祝文超, 孙方平, 等. 颗粒注射速度对铝粉/空气两相旋转爆轰波的影响[J]. 兵工学报, 2024, 45(4): 1148–1157.
LI Shiquan, ZHU Wenchao, SUN Fangping, et al. Effect of particle injection velocity on aluminum powder/air two-phase rotating detonation wave[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(4): 1148–1157. (in Chinese)
- [8] 李世全, 杨帆, 王宇辉, 等. 当量比对铝粉/空气旋转爆轰发动机流场影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 85–99.
LI Shiquan, YANG Fan, WANG Yuhui, et al. Numerical simulation of the effect of equivalence ratio on the flow field of aluminum powder/air rotating detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 85–99. (in Chinese)
- [9] WANG F, WENG C S, WU Y W, et al. Effects of total pressures and equivalence ratios on kerosene/air rotating detonation engines using a paralleling CE/SE method[J]. Defence Technology, 2021, 17(6): 1805–1816.
- [10] 李宝星, 翁春生. 液态燃料对连续旋转爆轰发动机爆轰特性的影响[J]. 爆炸与冲击, 2018, 38(2): 331–338.
LI Baoxing, WENG Chunsheng. Effect of liquid fuel on detonation characteristics of continuous rotating detonation engine[J]. Explosion and Shock Waves, 2018, 38(2): 331–338. (in Chinese)
- [11] 王研艳, 翁春生. 基于带源项非结构网格 CE/SE 方法的 PDRE 爆轰排气流场中尾喷管特性研究[J]. 弹道学报, 2016, 28(4): 90–96.
WANG Yanyan, WENG Chunsheng. Study on nozzle characteristics in PDRE detonation exhaust flow field based on CE/SE method with source terms on unstructured grids[J]. Journal of Ballistics, 2016, 28(4): 90–96. (in Chinese)
- [12] WEI W, YANG J L, LI N, et al. Experimental study of a new injection mode of aluminum dust fuel of pulse detonation engine based on particle image velocity[J]. SPIE, 2016, 10155: 1015520.
- [13] NGUYEN V B, LI J, CHANG P H, et al. On the deflagration-to-detonation transition(DDT) process with added energetic solid particles for pulse detonation engines(PDE)[J]. Shock Waves, 2018, 28(6): 1143–1167.
- [14] 韦伟, 翁春生. 基于三维两相 CE/SE 方法的点火位置对固体燃料 PDE 的影响研究[J]. 弹道学报, 2016, 28(3): 65–70.
WEI Wei, WENG Chunsheng. Analysis of the influence of different ignition location on pulse detonation engine with solid fuel based on three-dimensional two-phase CE/SE method[J]. Journal of Ballistics, 2016, 28(3): 65–70. (in Chinese)