

冲压发动机燃烧引起激波运动过程一维分析

姚照辉, 吴宝元, 梁俊龙
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 分析了冲压发动机喷油燃烧引起内流道内正激波运动的机理, 采用一维激波捕捉方法, 建立了燃油喷入对正激波运动位置影响的一维仿真模型。通过仿真发现: 喷入燃油并逐步增大燃油-空气当量比时, 正激波逐步向上游运动; 燃油-空气当量比越大, 正激波越接近进气道喉道; 当燃油-空气当量比增大到一定程度时, 正激波距离进气道喉道最近, 但并未越过喉道; 进一步增大燃油-空气当量比, 正激波开始向下游回退。进一步分析发现: 冲压发动机流道及燃烧组织匹配设计直接影响到正激波在流道内的运动位置, 需要在设计中格外重视。燃油-空气当量比与激波位置的关系分析可为冲压发动机设计提供一定的理论参考。

关键词: 冲压发动机; 物理壅塞; 反压燃烧; 运动正激波; 喘振

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0052-07

One-dimensional analysis of shock movement caused by combustion in ramjet

YAO Zhao-hui, WU Bao-yuan, LIANG Jun-long
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The mechanism of normal shock movement due to fuel injecting combustion in ramjet burner is analyzed in this paper. By one-dimensional shock wave automatic capturing method, a one-dimensional simulation model was built to analyze the impact of the fuel-air equivalence ratio on the location of the normal shock wave motion in ramjet duct. It is drawn by the simulation results that the normal shock moves upstream at the reversed flow direction in the case of an increase of the fuel-air equivalence ratio; the higher the fuel-air equivalence ratio is, the nearer the normal shock wave approaches to the inlet throat; the distance between the normal shock wave and the inlet throat is shortest when the fuel-air equivalence ratio reaches to a certain extent, (however, the normal shock wave never exceeds the inlet throat); the normal shock wave moves back to the downstream when the fuel-air equivalence ratio is further increased. It is concluded by further analysis that additional attention must be paid to the flow channel and combustion in ramjet design to determine the location of the

收稿日期: 2012-12-10; 修回日期: 2013-01-06

基金项目: 总装备部预研项目(2007AA705306)

作者简介: 姚照辉 (1982—), 男, 工程师, 研究领域为吸气式/超燃冲压发动机系统技术、供应控制技术

normal shock wave in duct. The results and conclusions in the paper can be referenced in ramjet design.

Keywords: ramjet; mechanical chocking; back pressure combustion; moving normal shock; surge

0 引言

亚燃冲压发动机结构简单, 比冲和推重比综合性能高, 适用马赫数范围宽, 是高空高速飞行器的理想动力装置。自上世纪 50~60 年代以来, 美国和俄罗斯等国在冲压发动机技术方面开展了大量研究工作并形成一系列武器型号, 包括美国的“黄铜骑士”舰空导弹、Bomarc 导弹以及英国的 Bloodhound 导弹; 此后冲压发动机逐渐发展为一体化构型, 比如美国的 Talos、英国的 Sea Dart 及前苏联的 Ganef 导弹; 近年来, 冲压发动机发展为整体式结构, 如美国的 ALVRJ、ASALM, 法国的 ASMP, 俄罗斯的 X-31、3M-80E 以及俄印联合研制的 BrahMos 导弹等^[1-4]。我国也于上世纪 50~60 年代开始了冲压发动机的研制工作。

亚燃冲压发动机将高速自由空气来流经进气道压缩、滞止为高压、高温、低速气流并在燃烧室内组织亚声速燃烧, 由于尾喷管存在物理喉

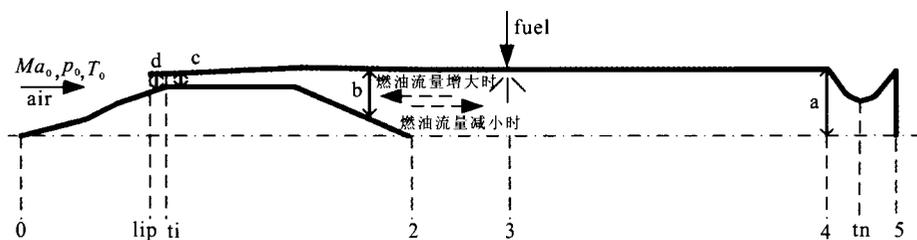
道, 为了匹配进气道流动状态与燃油喷入发生燃烧导致的燃烧室压力变化, 冲压发动机内将存在一道正激波^[5-7]。随着吸气式发动机飞行状态的变化, 燃油喷注规律也随之改变, 进而燃烧状态也发生变化, 从而使得正激波在冲压发动机流道内前后移动^[8-10]。

进气道容纳正激波的能力存在极限, 一旦超出这个极限, 正激波将被推出进气道唇口, 使得进气道工作在亚临界边缘甚至发生危险的喘振状态。因此, 研究发动机喷油燃烧与正激波运动之间的关系并确认发动机的工作边界就显得尤为迫切。本文通过一维数值模拟方法, 研究了喷油燃烧与激波运动之间的关系, 从而为冲压发动机的燃油控制提供理论支撑。

1 求解问题与模型

1.1 物理模型及问题简化

图 1 为冲压发动机的物理模型及流道结构。



0-自由来流; lip-进气道唇口; ti-进气道喉部; 2-燃烧室入口; 3-喷油位置; 4-燃烧室出口; tn-尾喷管喉道; 5-尾喷管出口

图 1 冲压发动机流道及激波运动简化示意图

Fig.1 A sketch for ramjet flow duct and shock motion

自由来流空气以 Ma_0 , p_0 及 T_0 进入发动机进气道外压缩段, 在进气道喉道处仍然为超声速流; 由于进气道喉道后为扩张通道, 因此未喷入

燃油前, 气流将继续加速, 直到尾喷管物理喉道的壅塞作用使得马赫数降低为 1。此时正激波存在于扩张段出口处。喷入燃油后, 燃烧使得总温

升高, 由于喉道的壅塞作用, 燃烧室压力将提高, 为匹配燃烧室压力与进气道压力, 正激波将向前运动到进气道扩张段。燃油流量越大, 燃烧释放热量越多, 则正激波越接近进气道喉道。如果燃油供应控制不恰当, 一旦正激波被推出喉道, 则会发生危险。反之, 随着燃油流量的减小, 正激波将越远离进气道喉道。图1中符号 a, b, c 及 d 给出了燃油流量改变时正激波在流道内的运动位置。其中位置 a, b 及 c 位于进气道喉道与尾喷管喉道之间, 为稳定状态; 位置 d 位于进气道喉道前, 进气道在亚临界下的稳定工作范围非常狭窄, 参数稍有扰动, 正激波将被推出进气道唇口。

因此, 问题的本质在于确定燃油流量的改变与正激波在发动机流道内位置之间的关系。本文采用一维时间-空间相关法求解流动方程, 由于含质量添加、动量添加及能量添加的流动方程耦合求解困难, 这里将问题简化为燃烧室反压对正激波在进气道内运动过程的影响分析, 而燃烧室反压则通过物理喉道壅塞作用计算得到。由于本文的宗旨在于通过理论分析确定燃油流量与正激波位置关系及其安全边界, 因此上述分析方法并不失一般性。

1.2 数学模型

1.2.1 外压缩流动模型

冲压发动机一般采用轴对称环形进气道, 锥形压缩流动过程复杂, 理论计算结果与试验数据有较大误差。基于部分 CFD 数值模拟结果及部分试验数据, 拟合得到唇口处马赫数及总压恢复系数与自由来流马赫数的函数关系式:

$$Ma_{lip} = coef_{Ma_w}(1)Ma_0^2 + coef_{Ma_w}(2)Ma_0 + coef_{Ma_w}(3) \quad (1)$$

$$\sigma_{lip} = coef_{\sigma_w}(1)Ma_0^2 + coef_{\sigma_w}(2)Ma_0 + coef_{\sigma_w}(3) \quad (2)$$

其中

$$coef_{Ma_w} = [0.1465 \quad 0.0840 \quad 0.6746] \quad (3)$$

$$coef_{\sigma_w} = [-0.0203 \quad 0.0710 \quad 0.9288]^T \quad (4)$$

式中: Ma_{lip} 为进气道唇口处的马赫数; σ_{lip} 为进气道总压恢复系数; Ma_0 为自由来流马赫数。

图2给出了进气道唇口处马赫数及总压恢复

系数与自由来流马赫数之间的关系。

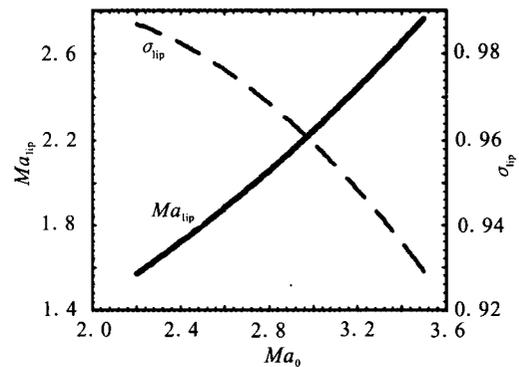


图2 进气道唇口处马赫数及总压恢复系数与自由来流马赫数的关系

Fig. 2 Mach number and total pressure recovery coefficient at throat lip versus incoming airflow Mach number

进气道捕获流量:

$$\dot{q}_{ma} = \frac{P_{lip}}{RT_{lip}} Ma_{lip} a_{lip} A_{lip} \quad (5)$$

式中: p_{lip} 为进气道唇口处的静压; T_{lip} 为静温; Ma_{lip} 为马赫数; a_{lip} 为当地声速; A_{lip} 为流通面积。其中唇口处的静压、静温、当地声速在唇口马赫数及总压恢复系数确定的情况下为已知。

1.2.2 内流道流动模型

如前所述, 为了捕捉正激波, 本文研究的内部流动通道为进气道唇口至燃烧室入口, 燃油在燃烧室入口喷入。流动控制方程为可压缩气体的连续方程、动量方程和能量方程组, 下式为一维管道内流动的雷诺 N-S 平均方程, 该方程的特点为不含质量添加及能量释放:

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \frac{\partial F(\vec{u})}{\partial x} = G(\vec{u}) \quad (6)$$

其中

$$\vec{u} = \begin{bmatrix} \rho A \\ \rho v A \\ \rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) A \end{bmatrix}, F(\vec{u}) = \begin{bmatrix} \rho v A \\ \rho v^2 A + p A \\ \rho v H A \end{bmatrix}, G(\vec{u}) = \begin{bmatrix} 0 \\ p \frac{\partial A}{\partial x} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: A 为沿流动方向的流通面积; p 为静压; ρ 为密度; v 为流速; e 为内能; H 为焓值; $\frac{\partial A}{\partial x}$

为流通面积沿一维方向的变化率。

采用适当的求解方法, 可自动捕捉到流道内的正激波。

1.2.3 反压模型

燃烧室喷入燃油后组织燃烧, 总温升高, 总温:

$$T_{t4} = T_{t3} + \left(\frac{Q}{c_{pg}} \right) \quad (8)$$

其中

$$Q = \frac{\dot{q}_{mf}}{\dot{q}_{mg}} \eta_c H_f \quad (9)$$

$$\dot{q}_{mf} = \psi \dot{q}_{ma} f_{st} \quad (10)$$

式中: Q 为能量注入量; \dot{q}_{mf} 为燃油流率; \dot{q}_{ma} 为空气流率; f_{st} 为恰当化学当量比; ψ 为燃油-空气当量比; $\dot{q}_{mg} = \dot{q}_{mf} + \dot{q}_{ma}$ 为燃气流率; H_f 为燃油低热值, 采用燃油火箭煤油; η_c 为燃烧效率, 为燃油-空气当量比的函数。

燃烧室总温升高后, 在尾喷管喉道的壅塞作用下, 喉道总压升高, 进而燃烧室压力升高。尾喷管喉道总压:

$$\dot{q}_{mg} = \sqrt{\frac{k_g}{R_g} \left(\frac{2}{k_g + 1} \right)^{\frac{k_g + 1}{k_g - 1}}} A_{t_{n,eff}} \frac{P_{t,ln}}{\sqrt{T_{t,ln}}} \quad (11)$$

式中: $A_{t_{n,eff}}$ 为尾喷管喉道的有效流通面积, 该参数需要经过大量的试验数据进行标定; $T_{t,ln}$ 为尾喷管喉道处的总温, 一般可近似取燃烧总温。

在燃烧室总压、总温及马赫数确定的情况下, 即可求得燃烧室室压。

2 求解方法

2.1 离散方程

通过 MacCormack 方法迎风格式捕捉激波动态, 迭代格式为空间两步显式差分格式^[11]。以第二个控制方程为例, 预报步的迭代格式:

$$\begin{pmatrix} \frac{dU_{2_2}}{dt} \\ \frac{dU_{2_3}}{dt} \\ \vdots \\ \frac{dU_{2_{N-1}}}{dt} \end{pmatrix}_{\text{predict}} = -\frac{1}{\Delta x} \left\{ \begin{pmatrix} F_{2_3} \\ F_{2_4} \\ \vdots \\ F_{2_N} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} F_{2_2} \\ F_{2_3} \\ \vdots \\ F_{2_{N-1}} \end{pmatrix} \right\} + \begin{pmatrix} J_{2_2} \\ J_{2_3} \\ \vdots \\ J_{2_{N-1}} \end{pmatrix} \quad (12)$$

式中: Δx 为空间步长; N 为沿一维方向的节点数, N 越大, 细化程度越高, 计算精度越高, 同时所需的计算资源越多。

根据公式 (12), 首先计算 $3 \times N$ 项空间差分, 然后对 $3 \times N$ 个方程进行一步积分, 获得积分后的流动状态参数, 再对 $3 \times N$ 项空间差分进行校正。校正步的差分格式:

$$\begin{pmatrix} \frac{dU_{2_2}}{dt} \\ \frac{dU_{2_3}}{dt} \\ \vdots \\ \frac{dU_{2_{N-1}}}{dt} \end{pmatrix}_{\text{correct}} = -\frac{1}{\Delta x} \left\{ \begin{pmatrix} F_{2_2} \\ F_{2_3} \\ \vdots \\ F_{2_{N-1}} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} F_{2_1} \\ F_{2_2} \\ \vdots \\ F_{2_{N-2}} \end{pmatrix} \right\} + \begin{pmatrix} J_{2_2} \\ J_{2_3} \\ \vdots \\ J_{2_{N-1}} \end{pmatrix} \quad (13)$$

预报、校正差分交替进行, 并反复进行积分, 直到流动参数沿一维方向的分布稳定。

2.2 边界及初始条件

求解一维问题, 需要给定入口及出口的边界条件。入口边界条件按进气道唇口处流动状态给定; 出口边界条件按反压给定, 反压模型由燃油调节规律确定。

需要给定沿一维方向所有空间点的求解初始条件, 初始条件按照入口流动状态下的一维冷态流动状态给定。

3 仿真结果与分析

根据求解问题的数学模型原理, 建立了冲压发动机内部流道的一维流动模型, 并进行了仿真计算。图 3 所示为求解过程中主要流动参数的动态响应。图 3(a) 为燃油-空气当量比指令阶跃输入, 由 0 增大到 2.3, 增大幅度为 0.1~0.2。图 3(b) 为指令激励条件下, 燃烧室总温的动态响应过程, 由图 3(b) 易见, 随着燃油-空气当量比的增加, 总温持续增加, 但增大幅度减缓; 但当燃油-空气当量比增大到 1.7 以后, 总温并未增加, 反而开始下降。这是由于燃烧效率依赖于燃油-空气当量比, 对于一个设计好的发动机, 存在一个最佳燃油-空气当量比, 此时燃烧效率最高, 偏离

最佳燃油-空气当量比后, 燃烧效率急剧下降。由图 3(b) 易见, 随着燃油-空气当量比的增加, 总温增加减缓, 这就是燃烧效率下降的表现。燃烧效率下降到一定程度时, 喷入燃油释放的能量甚至不足以使总的燃气质量的温度增加。这就是图 3 (b) 中当燃油-空气当量比增大到 1.7 以后总温下降的原因。图 3 (c) 为内流道出口即燃烧室反压比的动态响应, 由于物理喉道的壅塞作用, 在

燃气总质量流率变化不大的情况下, 燃烧室反压比的变化趋势与总温变化趋势基本一致。图 3 (d) 为内流道内正激波位置的动态响应过程, 在初始冷态流场下, 正激波位于流道出口处, 随着输入激励, 即燃油-空气当量比的增加, 正激波沿流动的逆方向, 由燃烧室、进气道扩张段一直向上游移动, 并接近进气道喉道。其中虚线为喉道的物理位置。

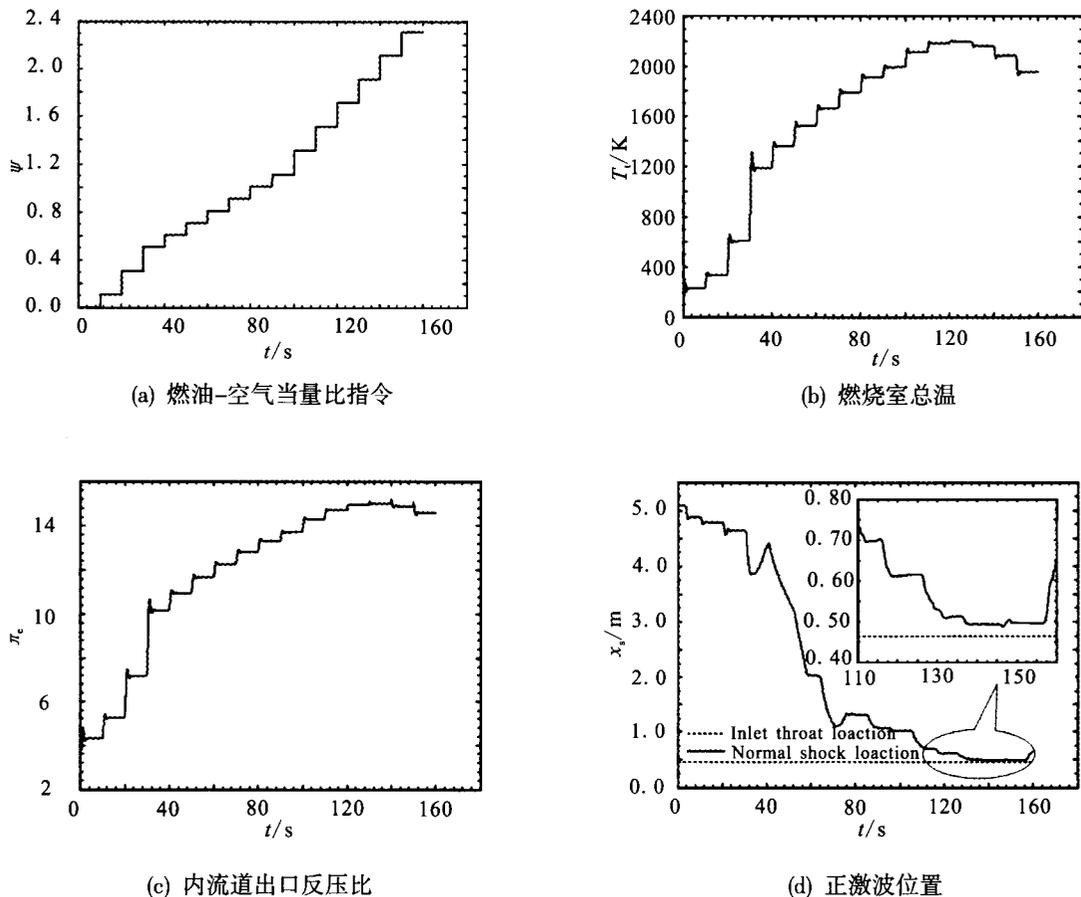


图 3 求解过程中主要流动参数的动态响应

Fig. 3 Dynamic response of main flow parameters in solving process

图 4 进一步给出了每一个燃油-空气当量比输入激励下, 内流道流场稳定后主要流动参数沿一维方向的稳态分布趋势, 其中图 4 (a) 为马赫数沿一维方向的分布, 图 4 (b) 为静压比沿一维方向的分布, 两幅图中同时给出了沿一维方向的无量纲面积。图 4 可结合图 3 (d) 分析, 由图 4 可见, 在初始冷态流场下, 正激波位于内流道出

口处, 马赫数及静压比沿一维方向的分布遵循当前一维面积规律下的超声速一维流动规律; 随着燃油-空气当量比的增加, 流动参数在某一位置发生突跃, 即马赫数由超声速突然下降为亚声速, 静压比也急剧增大为原来的数倍。这就是正激波强间断的典型特征。正激波前后的流动参数分别遵循超声速一维流动规律及亚声速一维流动

规律。

随着燃油-空气当量比的进一步增大, 正激波持续向上游推进并接近进气道喉道位置。由于在冲压在设计时充分考虑了正激波的这一运动特征, 因此, 即使当燃烧室总温升高到最高值时, 正激波仍然处于进气道喉道下游, 且极为接近喉道。这表明, 冲压发动机的设计是本质安全的, 不会出现正激波被推出进气道喉道进而出现喘振

的现象; 同时发动机工作在贴近临界状态, 具有最大的性能。从而实现了进气道最大抗反压能力与燃烧室燃烧组织的最佳匹配。

可以预见, 如果设计不合理, 燃烧室总温的升高导致的反压升高超出了进气道的最大抗反压能力, 正激波将被推出喉道从而出现不稳定的亚临界工作状态甚至出现危险的喘振现象。这在设计中应尽量避免。

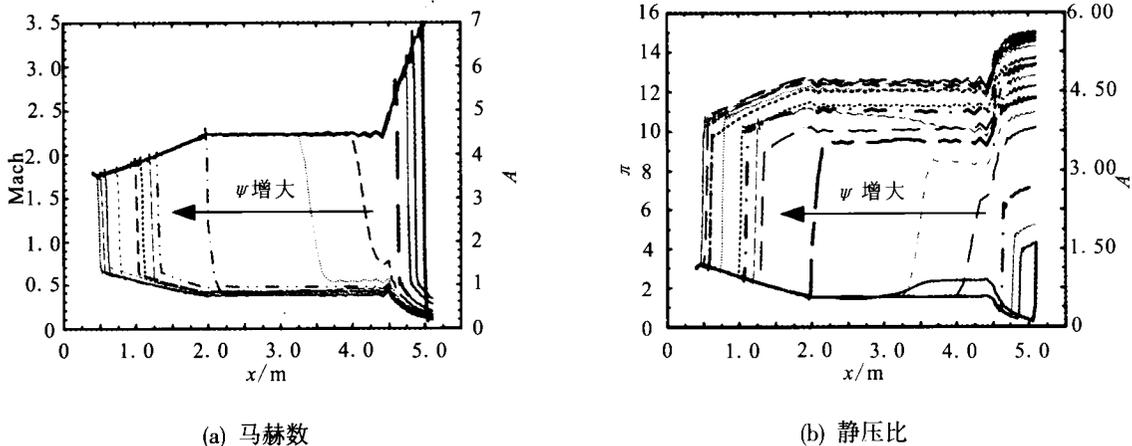


图 4 不同燃油流率下主要流动参数的一维稳态分布

Fig. 4 One-dimensional steady state distribution of main flow parameters at different fuel-air equivalence ratio

4 结论与展望

本文分析了冲压发动机燃烧引起内流道内正激波运动的机理, 建立了一维流动模型。通过一维数值仿真, 捕捉到了正激波在内流道内的运动。分析指出:

1) 燃烧室不喷入燃油时, 正激波位于内流道出口处, 一维流场遵循超声速流动特征。

2) 喷入燃油并逐步增大燃油-空气当量比时, 将出现运动正激波并逐步向上游移动; 燃油-空气当量比越大, 则正激波越接近进气道喉道; 当燃油-空气当量比增大到 1.7 时, 正激波距离进气道喉道最近, 但并未越过喉道; 进一步增大燃油-空气当量比, 则正激波开始向下游回退。

3) 冲压发动机流道及燃烧组织匹配设计不合理将导致正激波被推出进气道喉道。

冲压发动机内流道内正激波的运动位置与燃油喷射规律及发动机安全运行边界密切相关, 因此正激波的精确捕捉是一项非常重要但却十分复杂的工作, 需要进一步提高激波捕捉精度并加强试验验证, 以为发动机的设计工作提供理论参考。同时, 如何尽可能充分提高发动机性能并保证发动机的安全运行也是值得探讨的问题。

参考文献:

- [1] RONALD S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power. 2004, 20(1): 27-58
- [2] CURRAN E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17:1138-1148.
- [3] 马杰, 梁俊龙. 液体冲压发动机技术发展趋势和方向[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 12-17.
- [4] 刘兴洲. 中国超燃冲压发动机研究回顾[J]. 推进技术,

- 2008, 29(4): 386-395.
- [5] 王玉峰, 郭斌, 吴宝元. 冲压发动机燃烧室压力脉动对进气道的影响分析[J]. 火箭推进, 2010, 36(3): 28-32.
- [6] 王玉峰, 杨宝娥. 超声速进气道喘振的机理研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 21-26
- [7] 郭斌, 张元. 攻角动态变化对侧压式进气道起动特性影响的风洞试验 [J]. 航空动力学报, 2009, 24 (10): 2221-2227.
- [8] 石喜勤, 陈兵, 徐旭, 等. 冲压发动机进气道/燃烧室/尾喷管耦合流场计算[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 557-561.
- [9] 白晓征, 刘君, 郭正, 等. 冲压发动机进气道压力振荡过程的数值研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 562-565.
- [10] 刘占生, 张云峰, 田新. 冲压发动机超声速进气道流动自激振荡研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1596-1602.
- [11] BAO Wen, YAO Zhaohui, CHANG Juntao. A simulation method based on SIMULINK for a supersonic inlet[C]// The 1st IEEE/IEE/AIAA International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Harbin, China: ISSCAA, 2006: 122-127.
- [12] 张明, 田宏伟, 梁彦. 冲压发动机在战术导弹上的应用 [J]. 飞航导弹, 2005 (6): 50-63.
- [13] 刘晖, 袁书生, 李季颖, 关英勇. 液体冲压发动机特性分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2005, 20(1): 150-152+156.
- [14] 刘华, 雍雪君, 梁俊龙, 等. 超声速进气道及冲压发动机动态特性分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(3): 17-22.
- [15] 秦艳平, 李斌, 梁俊龙, 等. 面向控制的燃油调节器动态特性研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(5): 7-12.
- [16] 张玫, 张蒙正, 付秀文. 火箭/冲压组合发动机工作特性分析[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 33-37.
- [17] 梁俊龙, 吴宝元, 液体亚燃冲压发动机性能分析研究 [J]. 火箭推进 2011, 37(3): 20-27.

(编辑: 马杰)

(上接第 51 页)

- [11] 王利荣, 吕振华. 橡胶隔振器有限元建模技术及静态弹性特性分析[J]. 汽车工程, 2002, 24(6): 480-485.
- [12] 奚曹良, 彭亦军, 褚洪森, 等. 高弹性联轴器橡胶弹性元件轴向力仿真分析[J]. 噪声与振动控制, 2009 (6): 72-75.
- [13] KIM B K, YOUN S K. A viscoelastic constitutive model of rubber under small oscillatory load superimposed on large static deformation[J]. Archive of Applied Mechanics, 2001, 71: 748-763.
- [14] GUO Z, SLUYS L J. Constitutive modelling of hyperelastic rubber-like materials[J]. HERON, 2008, 53(3): 109-132.
- [15] SALA G. A numerical and experimental approach to optimise sheet stamping technologies: part II -aluminium alloys rubber-forming[J]. Materials and Design, 2001, 22: 299-315.
- [16] 王礼立, 朱兆祥. 应力波基础[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2005.

(编辑: 张永秀)