

超燃冲压发动机推阻力特性研究综述

赵宏亮, 张蒙正

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 超燃冲压发动机由进气道、燃烧室和尾喷管等部件构成, 推阻力是其最重要的特性参数。回顾了超燃冲压发动机部件级推阻力特性和整体推阻力特性研究现状, 介绍了超燃冲压发动机推阻力特性研究方法和测量技术。建议今后研究过程中关注以下几个问题: 研究精确的自由射流试验测量技术, 研究流场均匀性对发动机性能的影响, 开发高精度仿真平台。

关键词: 超燃冲压发动机; 推阻力特性; 研究方法; 测量技术

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2014)06-0044-07

Investigation of thrust/drag property of scramjet

ZHAO Hong-liang, ZHANG Meng-zheng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Thrust and drag are the most important characteristic parameters of scramjet, which consists of inlet, combustor and nozzle. The research status of the component-level and the overall thrust/drag characteristics are reviewed in this paper. The research methods and measurement technology for the thrust/drag characteristics of scramjet are introduced. Some suggestions are proposed for the future study: investigating the accurate free-jet test measurement technology, investigating the impact of the flow field uniformity on scramjet performance, and developing the high-precision simulation platform.

Keywords: scramjet; thrust characteristic; research method; measurement technology

0 引言

超燃冲压发动机 (Scramjet) 是指在超声速气流中组织燃烧的冲压发动机, 一般应用于飞行马赫数高于6的飞行器, 如高超声速巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机等。高超声速巡航导弹、

高超声速飞机具有全球快速到达、纵深打击的战略威慑和军事打击能力, 空天飞机可以作为反卫星武器和太空打击平台, 具有重要的发展意义和军事应用价值。超燃冲压发动机是较理想的巡航动力装置, 因而在各军事大国得到广泛研究。

超燃冲压发动机具有与飞行器一体化设计的

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-08-29

作者简介: 赵宏亮 (1989—), 男, 硕士研究生, 研究领域为发动机燃烧过程

特点,其所产生的推阻力受到飞行器高度与速度、发动机与飞行器结构和燃油调节特性等影响,极其复杂。因此研究超燃冲压发动机推阻力特性及其影响因素,分析发动机推阻力随工作条件的变化规律,研究各部件对发动机推阻力所起的作用是提高发动机性能和优化发动机及部件设计的有效措施。

本文主要总结了超燃冲压发动机推阻力特性研究现状,分析了推阻力特性研究方法和测量技术,最后根据文献综述的结果,给出推阻力特性研究的一些建议。

1 推阻力特性研究现状

随着计算机以及数值算法的发展,当今的数值仿真结果已经具有较高的精度^[1],可以系统地模拟各种因素对发动机推阻力特性的影响。将自由射流试验和CFD仿真相结合,可以进行超燃冲压发动机推阻力特性分析及验证,获得影响推阻力的因素。仿真计算时,通过发动机内壁面的压强和切应力积分,可以得到发动机推力,其计算结果与风洞试验符合较好^[2]。

1.1 进气道推阻力特性

高超声速进气道主要包括轴对称式、二元式、三维侧压式、Busemann进气道等。一般而言,外形受到限制的高超声速导弹使用轴对称进气道,而对于升力体类气动构型的飞行器,一般使用二元式或三维侧压式进气道。

文献[3]利用计算流体力学得到一种求解任意进气道附加阻力的方法,使用该方法计算各种构型的进气道得到的附加阻力与试验测得的附加阻力数量级一致。在压缩面适当的部位采用曲面压缩是减少压差阻力的一种有效手段,同时进气道总体性能(流量系数、总压恢复系数、增压比)有很大改善。文献[4]经过数值仿真计算研究,发现进气道入口采用等熵压缩型面可以提高发动机推力,改善干扰阻力特性,相比使用传统直板压缩型面进气道,带小初始楔角的等熵压缩因其总压恢复系数较高、长度较短可以有效减小外压缩段阻力,其总推力可以提高7%以上。

文献[5]通过数值仿真研究表明:由于侧压式

进气道浸润面积较大,因而其摩擦阻力大于二元进气道。在相同压缩量的前提下,侧压式进气道总收缩比小于二元进气道,使得侧压式进气道压差阻力小于二元进气道,最终使得侧压式进气道总阻力低于二元进气道10%~15%。文献[6]和[7]利用数值仿真方法研究了等动载条件下二元式和三维侧压式进气道阻力随马赫数变化规律。研究表明,在总阻力中压差阻力占主导地位,其变化规律决定着总阻力的变化规律,二元式高超声速进气道和三维侧压式高超声速进气道上的压差阻力系数、总阻力系数均随马赫数的增加而大幅减小,而摩擦阻力占总推力的比重均随马赫数的增加而小幅度增加,三维侧压式高超声速进气道的附加阻力随马赫数增加而减小。

超燃冲压发动机从接力马赫数到巡航马赫数的飞行过程中,为了获得较大的推力,在燃烧室中采用大当量比燃料燃烧,当燃烧产生的反压过大时,可能使激波串推出隔离段入口,进气道无法以一定的流量系数和总压恢复系数为燃烧室提供空气,流场品质变坏,引起超燃冲压发动机不起动,发动机推力受到严重影响。此时可以通过合理配置燃烧位置、增加隔离段长度、或者采取进气道抽吸技术来改善流场品质,提高发动机推力。文献[8]对不同抽吸开孔率下某典型高超声速进气道进行了二维数值模拟,分析结果表明:采用附面层抽吸技术能够提高进气道的抗反压能力,相当于增加了隔离段的长度,减轻了发动机的重量,意味着燃烧室可以容忍更大的燃油流量,大幅度提高发动机的推力。

1.2 燃烧室推阻力特性

由于燃料在燃烧室中驻留时间极短,通常在超燃冲压发动机燃烧室中引入支板、凹腔、气动稳焰模块,形成高温、低速的回流区,实现燃料有效掺混和稳焰。一般采用几种结构组合的形式增强燃烧室性能,如支板/凹腔结构、支板/气动稳焰结构。引入支板、凹腔、气动稳焰等结构,不可避免地带来了激波、膨胀波、附面层相互作用和额外总压损失。

文献[9]利用二维耦合隐式方法离散N-S方程,使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型和有限速率/涡耗散模型

进行双模态超燃冲压发动机燃烧室数值仿真计算, 研究发现提高燃料喷注压力、利用氢气横向射流可以有效提高掺混, 同时可以提高推力。文献 [10] 开发了超燃冲压发动机推进流道计算的一维软件, 研究发现, 燃料喷注位置越靠前, 净推力越大; 燃料逆喷产生净推力较大; 隔离段入口高度增加, 净推力增大。文献 [11] 采用正交试验设计方法组织燃烧室型面调节, 研究发现燃烧室前段较小的扩张角和后段较大的扩张角以及适当集中靠前喷油有利于获得更高的燃烧室推力增益。

支板/凹腔结构是当前使用较多的掺混和稳焰结构, 支板结构主要作为燃料喷注装置, 凹腔结构可以形成高压低速区, 实现火焰稳定。

1.2.1 支板

支板喷注燃料虽然能增强混合、提高燃烧效率, 但通常会产生较大的波阻和总压损失, 且其很高的热负荷对材料提出较高的要求。支板阻力是支板负面效应的一个重要方面, 限制了支板的应用。支板阻力主要包括波阻和摩擦阻力, 摩擦阻力相对波阻较小, 研究中通常可以忽略。支板阻力受到支板高度、宽度、支板后掠角影响 (见图 1)。

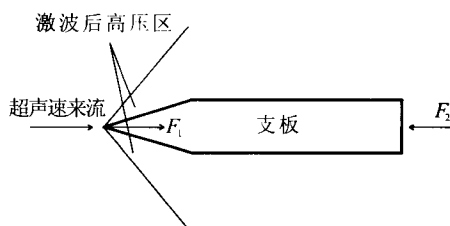


图 1 支板压差阻力原理

Fig. 1 Principle diagram of pressure drag of strut

文献 [12] 利用推力测量系统对不同结构尺寸支板的冷流阻力和热试阻力进行了研究。比较了高度分别为 37.5 mm 和 71 mm, 后掠角分别为 0° , 30° 和 45° 的支板冷流阻力, 结果表明: 支板的冷流阻力随支板高度的增大而增大, 随后掠角的增大而减小; 支板的热试阻力比冷流阻力小, 且支板的热试阻力随当量比的增加而减小; 带有尾部交错几何结构的支板能更好地增强燃料与来

流的混合, 增强燃烧。

1.2.2 凹腔结构

凹腔形成的高温、低速回流区可以起到很好的稳定火焰作用, 但也会引起膨胀波、激波及激波/附面层干扰。凹腔阻力包括压差阻力和摩擦阻力, 摩擦阻力相对压差阻力较小, 研究中可以忽略。凹腔阻力一般受凹腔深度 h 、凹腔长深比 $z=(L+h/\tan \theta)/h$ 和后壁倾斜角 θ 的影响 (见图 2)。

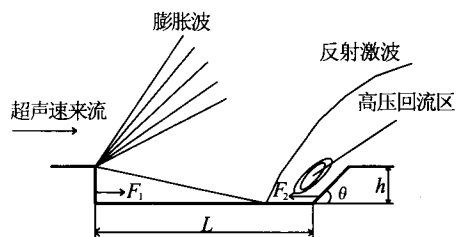


图 2 凹腔压差阻力原理

Fig. 2 Principle diagram of pressure drag of cavity

文献 [13] 研究发现凹腔火焰稳定器的冷流阻力随来流总压增大而增大, 与凹腔深度、凹腔长深比成正比, 随后壁倾斜角的增大先减小后增大。凹腔火焰稳定器的热试阻力比冷流阻力小, 且随着燃料喷注当量比增加, 燃烧明显增强, 且火焰逐渐向流场上游移动, 阻力逐渐减小并最终会表现为正推力。文献 [14] 采用大涡模拟方法对液氢燃料超燃冲压发动机进行仿真, 研究提出, 在超声速流中, 线性涡模型是一个精确并且适应性强的混合模型, 可以很好的预测掺混和燃烧, 同时与试验数据对比结果一致。

燃料喷注位置、喷注压力、凹腔布局都对于凹腔火焰稳定影响较大。喷注位置离凹腔较近时, 凹腔的稳定火焰作用更加明显; 而当喷注位置离凹腔较远时, 横向喷流与凹腔稳定火焰的耦合作用不强, 特别是喷注压降很低时很难稳住火焰。文献 [15] 数值模拟表明: 由于燃烧室下壁面反射激波与上壁面凹腔前缘激波相互作用, 燃烧室上壁面凹腔的阻力明显小于下壁面凹腔所产生的阻力, 上壁面凹腔的阻力逐渐表现为正推力。横向组合的凹腔内回流区卷吸作用强于纵向组合, 其掺混和稳焰效果较好。文献 [16] 利用

直连式试验台, 采用等截面燃烧室对多个凹腔同侧串联布置的燃烧室的阻力进行试验研究, 研究表明, 串联布置凹腔数目越多, 阻力越大; 多凹腔串联时, 相同当量比和燃料喷注方式下, 氢气比煤油燃烧时阻力大; 在合适的当量比和燃料喷注方式下使用煤油燃料时, 凹腔可能产生正推力。

1.2.3 支板/凹腔一体化

对于超燃冲压发动机模型而言, 支板/凹腔一体化的燃烧室可以组织起较为理想的燃烧, 获得良好的推力性能。支板/凹腔一体化稳焰机构可以实现一定飞行马赫数范围内液态碳氢燃料的可靠点火与稳定燃烧, 并获得较好的燃烧性能。

文献 [17] 通过 OH-PLIF 和阴影试验研究了 3 个不同的支板结构和 3 种不同燃料喷注方式对发动机推力影响, 研究发现在支板尾部顺流喷注燃料会形成局部富燃区抑制燃烧, 而支板燃料逆流喷注燃烧效率更高, 从凹腔壁面直接向凹腔内喷注空气可以提高燃烧效率, 并且显著拓宽凹腔稳焰区。

文献 [18] 在来流 $Ma=5.8$, 总温 $1\ 800\text{ K}$, 总压 4.5 MPa , 空气流量 4 kg/s 条件下对煤油燃料超燃冲压发动机燃烧室进行试验。结果发现, 凹腔会产生一定阻力, 但其增强混合、稳定火焰效果明显可以改善燃烧效果; 支板减小收缩比, 其阻滞作用增强燃料掺混, 有利于提高发动机推力。文献 [19] 利用自由射流试验台对以凹腔/支板一体化燃烧室为基本结构的超燃冲压模型发动机进行了试验研究。结果表明, 支板侧向喷注燃料, 同时在第二凹腔前喷注燃料可以获得最大的推力增益系数。

1.3 尾喷管推阻力特性

尾喷管将燃烧室出口产生的高温、高压燃气膨胀、加速产生推力, 是超燃冲压发动机推力产生的主要部件。因此尾喷管的性能对于超燃冲压发动机推力影响很大。

高超声速飞行器气动外形和结构都要求超燃冲压发动机和机体一体化设计。机体的后体下表面作为发动机上膨胀面的一部分, 下膨胀面的一部分为自由气体边界的尾喷管为单边膨胀喷管。

文献 [20] 通过 Fluent 仿真计算发现, 与无侧壁面的尾喷管相比, 增加尾喷管侧壁面可增加 45% 的推力; 增加尾喷管外罩长度可以提高尾喷管推力。文献 [21] 对单边膨胀喷管进行数值仿真, 研究发现, 降低尾喷管壁温、适当增大尾喷管外罩角可以提高发动机推力, 尾喷管尾流绝热指数越小尾喷管推力越大。文献 [22] 指出对于单边膨胀喷管, 尾喷管的推力系数随尾喷管落压比的增大保持不变或者降低, 当尾喷管外罩角为 5° 时, 尾喷管产生的阻力最小。文献 [23] 基于轴对称最大推力喷管流动的基准流场, 采用流线追踪方法发展了三维尾喷管构型设计技术, 研究发现, 流线追踪构型能有效增大推力, 而粘性力是造成推力损失的重要因素。文献 [24–25] 采用 CFD 仿真计算发现在不同 NPR 下单边膨胀喷管长度截短 70% 对推力性能影响不大, 在所有典型落压比下尾喷管截短 70% 后推力系数与原尾喷管相差不超过 1%; 尾喷管截短 70% 后, 当 NPR 大于 60 时其推力系数仍能达到 0.95 以上, 随着尾喷管压比的继续降低, 尾喷管推力系数迅速降低, 性能恶化。

超燃冲压发动机推力特性研究工作主要集中在进气道、支板、凹腔、尾喷管等部件的推力特性研究方面, 超燃冲压发动机系统的推力特性及其部件优化研究, 比冲等性能研究刚刚开始。

1.4 发动机推阻力特性

国内外学者已经建立了多种发动机流场一维或二维模型, 研究超燃冲压发动机推力特性。文献 [26] 通过 FORTRAN 程序对双模态超燃冲压发动机进行准一维流场建模, 研究了轴对称超燃冲压发动机推力随马赫数和气流转折角的变化特性。文献 [27] 使用有限速率模型或化学平衡模型, 建立发动机燃烧室和喷管准一维模型, 研究了 $Ma=10$ 条件下, 随着燃料当量比变化, 发动机推力、摩擦阻力、总阻力的变化特性。文献 [28] 在准一维 Euler 方程的基础上, 增加反映面积变化、摩擦、添质和化学反应放热的源项, 发展了超燃冲压发动机推进流道计算的一维软件, 可以在较短时间内计算出发动机的推力和摩擦力, 文中研究了净推力随燃料喷注位置、燃料喷注方式

及隔离段入口高度对净推力的影响。文献 [29] 在二维 N-S 方程基础上, 引入一维完全燃烧计算方法, 提出了预估超燃冲压发动机性能的准二维计算方法。能够计入激波、边界层分离等对发动机性能的影响, 可在较短时间计算出整机推力、比冲性能和沿程热力学参数。

试验方面, 自由射流试验是获得发动机推力特性的主要试验手段。文献 [1] 在来流马赫数为 4.0 的条件下, 对 2 台 1/5 缩比模型进行冷流试验, 分别通过壁面压力测量和推力测量得到发动机推力。对比结果发现: 通过壁面 140 个压力测点的积分, 得到的发动机阻力与直接测量阻力的误差在 5% 以内, CFD 仿真得到的压差阻力与试验得到的阻力误差在 2% 以内。文献 [30] 在 $Ma=6$ 试验状态下, 利用 $\Phi=600$ mm 脉冲燃烧风洞, 采用腹部支撑内式三分量一体化天平对长约 1.5 m 的一体化飞行器模型进行推力测量, 飞行器冷态轴向力和法向力试验测力结果与计算结果基本吻合, 氢燃料发动机工作时 (油气比约为 1.2), 模型推力与阻力相当, 飞行器实现了推阻平衡。

2 研究方法与技术

超燃冲压发动机内流场涉及到大量的高度非均匀、非定常的复杂三维流动, 工作过程极其复杂, 各部件之间相互干扰、耦合, 理论分析难以完成发动机推力特性研究。超燃冲压发动机推力特性研究大体上是先经过数值仿真计算, 然后进行直连式试验和自由射流试验, 最后进入飞行试验阶段。自由射流试验费用较大, 而且不能得到发动机的内部流动细节, 数值仿真计算经济合理同时可以得到较准确的三维流场细节, 有助于提高对超燃冲压发动机流动特性的认识。把数值计算和自由射流试验相结合, 可以很好地研究超燃冲压发动机推力特性, 指导超燃冲压发动机设计。

目前, 美国已经做了大量地面试验并建立试验数据库用来修正数学仿真模型, 开发出了较为完善的 Ramjet/Scramjet 分析软件 SRGULL^[31], 法国航空航天局和 MBDA (欧洲导弹集团) 合作完

善了内流计算程序 MSDH, 使其可以进行超燃流场计算, 同时利用大量基础试验对仿真程序进行了验证, 法国航空航天局现已拥有 ELSA 和 CE-DRE 两个流动计算软件^[32]。中国空气动力研究与发展中心研制了三维大规模并行数值模拟软件平台 AHL3D 并应用于发动机研究, 使用 AHL3D 平台进行了无动力一体化飞行器和 SF-5 (B) 演示验证飞行器推力系数计算, 计算结果与风洞试验测量结果吻合^[33]。

基于自由射流试验的超燃冲压发动机推力测量方法有: 冷热态推力增量减冷态内阻、热态内壁面压力积分减摩阻、冷热态出口冲量差减冷态内阻、热态冲量差减热态附加阻力等。冷热态推力增量、冷热态冲量由试验台测得; 冷态内阻、附加阻力可以通过试验测量或数值仿真计算得到。

直接测量发动机出口冲量会严重影响发动机出口流场, 造成测量不准确。对于进行缩比模型试验的小型自由射流试验台可以使用超声速 PIV (粒子图形速度场测量技术), PLIF (激光诱导荧光)、NPLS (基于纳米示踪的平面激光散射技术) 等方法测量发动机出口速度场和密度场, 进而得到发动机出口冲量; 而对于大型、全尺寸超燃冲压发动机自由射流试验台, 这些技术还很难得到应用。

测量高超声速飞行器摩擦阻力可以应用速度剖面法、摩阻天平法、干涉油膜法和基于 MEMS 技术的测量方法, 其中摩阻天平法最适合测量超燃冲压发动机摩擦阻力, 但是其结构尺寸较大、测量面较大、不能进行点测量等缺点限制了其应用^[33]。准确测量超燃冲压发动机摩擦阻力面临诸多困难, 同时想要分别得到摩擦阻力、压差阻力和附加阻力占总阻力的比例存在一定困难, 因此在可以得到有效试验数据之前, 利用数值仿真软件得到各阻力的量级、阻力的主要影响因素和变化趋势是一种有效途径^[7]。

因此, 目前普遍采用冷热态推力增量减冷态内阻的方法计算发动推力, 其中冷热态推力增量由试验测量, 冷态内阻采用仿真计算软件得到。

3 启示和建议

超燃冲压发动机各部件之间相互干扰,单一部件结构参数或燃油调节规律变化后的影响相互耦合,需要进行超燃冲压发动机系统整体推力特性研究。

目前的研究还存在一些不足,建议在今后研究过程中关注以下几个问题。

研究自由射流试验中发动机相关参数的精确测量技术,包括来流的马赫数、温度、压力、成分;发动机捕获流量、推阻力、发动机各个部位的压力等。超燃冲压发动机气动阻力主要包括压差阻力和摩擦阻力,压差阻力测量技术已经非常成熟,但是利用目前的测量手段很难精确地得到超声速气流中的发动机摩擦阻力。在自由射流试验中利用推力架可测得冷热态发动机推力增益,进而得到发动机推力。但是很难通过试验精确地测得进气道、燃烧室、尾喷管等部件产生的推阻力,给发动机各部件推阻力性能分析带来很大困难。发动机捕获空气流量的多少直接影响着发动机产生的推力。针对发动机进、出口流量直接测量严重影响发动机流场的现象,将先进的测量手段 PIV, PLIF 和 NPLS 应用到发动机进、出口速度和密度测量,可以得到较高精度的发动机捕获流量和发动机进出口速度。

研究流场特性对发动机性能影响。目前普遍采用燃烧加热风洞进行自由射流试验,设计和加工等因素影响可能使加热器喷管产生不均匀气流,因此研究气流的均匀性对发动机推阻力特性的影响就显得尤为重要。

国外已经开发出了较为完整的超燃冲压发动机内流场分析软件,并且已经应用。国内也开发出了相关软件,但尚需要研究更为准确的物理模型,开发更快捷和准确的数值算法。同时,软件对于 CPU 依赖很强,需要逐渐优化计算算法,减少对 CPU 依赖,实现流场的快速、高效、高精度计算。

参考文献:

- [1] IGARASHI Y, MITANI T, KODEAR M, et al. Comparative studies on scramjet engine drag by experiments and numerical analysis, AIAA98-1512[R]. USA: AIAA, 1998.
- [2] ODAM J, PAULL A. Comparison of experimental thrust measurements with theoretical values for a scramjet engine[C]// AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. [S.l.]: AIAA, 2003: 1-10.
- [3] DENNER BW. CFD prediction of inlet spill drag increments, AIAA 98-3566[R]. USA: AIAA, 1998.
- [4] CONNERS T R, HOWE D C. Supersonic inlet shaping for dramatic reductions in drag and sonic boom strength, AIAA 2006-30[R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1553-1560.
- [6] 卫永斌, 张元, 骆晓臣. 二元高超声速进气道内部阻力特性分析与研究[J]. 空气动力学报, 2010, 28(1): 104-108.
- [7] 卫永斌, 张元. 三维侧压式高超声速进气道阻力特性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1594-1600.
- [8] 常军涛, 鲍文, 崔涛, 等. 抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 505-509.
- [9] LUO Shi-bin, HUANG Wei. Drag force characteristic of a typical dual-mode scramjet combustor [C]// 2010 2nd International Conference on Computer Engineering and Technology. [S.l.]: [s.n.], 2010(5): 255-259.
- [10] 王兰, 邢建文, 郑忠华, 等. 超燃冲压发动机内流性能的一维评估[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 641-645.
- [11] 吴先宇, 李小山, 丁猛, 等. 超燃冲压发动机燃烧室构型对燃烧室性能影响[J]. 2008, 29(3): 300-305.
- [12] 苏义, 刘卫东. 支板阻力特性实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2643-2648.
- [13] 潘余, 丁猛. 超燃冲压发动机凹腔火焰稳定器阻力分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 518-522.
- [14] GENIN F, MENON S. LES of supersonic combustion of hydrocarbon spray in a scramjet, AIAA 2004-4132[R]. USA: AIAA, 2004.
- [15] 黄伟, 柳军, 罗世彬, 等. 凹腔布局对高超声速飞行器气动-推进性能影响[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(2): 138-141.
- [16] 潘余, 丁猛, 梁剑寒, 等. 超燃冲压发动机多凹腔串联燃

- 烧室阻力研究[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 70-75.
- [17] HSU K Y. Experimental study of cavity-strut combustion in supersonic flow, AIAA 2007-5394[R]. USA: AIAA, 2007.
- [18] CHANG Xin-yu, GU Hong-bin, CHEN Li-hong. Thrust and drag of a scramjet model with different combustor geometries, AIAA 2005-3315[R]. USA: AIAA, 2005.
- [19] 陈立红, 顾洪斌, 张新宇. 支板凹腔一体化超燃冲压发动机实验研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(4): 717-719.
- [20] MARATHE A G, THIAGARAJAN V. Effect of geometric parameters on the performance of single expansion ramp nozzle, AIAA 2005-4429[R]. USA: AIAA, 2005.
- [21] MEISS J H, MEINKE M. Numerical investigation to enhance the thrust vector of a scramjet nozzle, AIAA 2011-2346[R]. USA: AIAA, 2011.
- [22] COCHRAN R B. Hypersonic nozzle/afterbody performance at low mach numbers, AD-A216 223[R]. USA: Air Force Inst. of Tech., 1989.
- [23] LU Xin, YUE Lian-jie. Design of scramjet nozzle employing streamline tracing technique, AIAA 2009-7248[R]. USA: AIAA, 2009.
- [24] 全志斌, 徐惊雷, 莫建伟. 单边膨胀喷管膨胀型面的非线性缩短设计[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 951-955.
- [25] 莫建伟, 徐惊雷, 全志斌. 截短单边膨胀喷管的试验和数值模拟[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 940-945.
- [26] FERGUSON F, DHANASAR M. A model for the design and analysis of thrust optimized scramjets, AIAA 2009-7337[R]. USA: AIAA, 2009.
- [27] Kliche D, MUNDT C. Combustor modelling for multi-disciplinary analysis and evaluation of supersonic combustion ramjets, AIAA 2009-7282[R]. USA: AIAA, 2009.
- [28] 王兰, 邢建文, 郑忠华, 等. 超燃冲压发动机内流性能的一维评估[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 641-645.
- [29] 任鑫, 罗春钦, 董建明, 等. 超燃冲压发动机性能的准二维计算方法[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 457-462.
- [30] 贺伟, 于时恩, 李宏斌. 高超声速一体化飞行器推阻特性测量研究[J]. 试验流体力学, 2010, 4(2): 65-68.
- [31] LOCKWOOD M K, PETLEY D H, HUNT J L, et al. Airbreathing hypersonic vehicle design and analysis methods, AIAA 96-0381[R]. USA: AIAA, 1996.
- [32] 郑日恒. 法国冲压发动机研究进展 [J]. 航天制造技术, 2006, 4(2): 6-10.
- [33] 马洪强, 高贺, 毕志献. 高超声速飞行器相关的摩擦阻力直接测量技术[J]. 试验流体力学, 2011, (25)4: 83-88.

(编辑: 陈红霞)

(上接第18页)

参考文献:

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [2] 贺寅彪, 曲家棣, 窦一康. 反应堆压力容器金属“O”形环密封性能研究[J]. 压力容器, 2004, 21(9): 9-12.
- [3] 蔡力勋, 叶裕明, 左国. Inconel 718 合金 O 形环的高温压缩弹塑性行为[J]. 上海交通大学学报, 2005, 39(5): 818-822.
- [4] 余伟炜, 蔡力勋, 叶裕明, 等. Inconel 718 合金 O 形环回弹特性研究[J]. 工程力学, 2006, 23(6): 142-147.
- [5] 陈洪军, 蔡力勋. 304 不锈钢 O 形环回弹量的预测模型研究[J]. 机械强度, 2009, 31(3): 443-447.
- [6] 周鑫, 庞贺伟, 闫少光. 球头-锥面连接结构非线性接触分析[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(4): 211-214.
- [7] 周鑫, 庞贺伟, 刘宏阳. 球面密封结构密封状态的力学分析及验证[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(2): 42-46.
- [8] 周鑫, 庞贺伟, 刘宏阳. 球面密封结构的泄漏率预估[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 762-766.
- [9] 王建军, 刘军生, 陈少斌. 球面型管路连接件密封性能分析及力学性能测试[J]. 火箭推进, 2010, 36(6): 36-41.
- [10] 赵剑, 谭永华, 陈建华, 等. 自紧式 K 形金属密封组件密封特性研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(6): 35-41.
- [11] 苟文选. 材料力学(I)[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [12] 俞汉清, 陈金德. 金属塑性成形原理[M]. 北京: 机械工业出版社, 1999.
- [13] 黄其殷, 白旭东, 李妙婷. 软金属密封结构密封性能数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(3): 27-33.
- [14] 庄茁, 由小川, 廖剑晖, 等. 基于 ABAQUS 的有限元分析和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.
- [15] 石亦平, 周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2006.
- [16] 曹金凤, 石亦平. ABAQUS 有限元分析常见问题解答 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2009.
- [17] 周先军. 高温大口径法兰瞬态密封设计方法研究[D]. 北京: 中国石油大学, 2008.

(编辑: 陈红霞)