

## 高超声速飞/发一体化进展与趋势<sup>\*</sup>

姚卫<sup>1,2</sup>, 张政<sup>1</sup>, 赵伟<sup>1,2</sup>, 肖伟刚<sup>3</sup>

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049;

3. 中国科学院重大科技任务局, 北京 100864)

**摘要:** 高超声速飞行对机体和发动机的特性匹配提出了更高的要求以兼顾飞行器的气动性能和吸气式发动机的推力性能。本文从数值计算的角度综述了国内外开展的前体/进气道、尾喷管/后体局部集成研究, 以及集成发动机的整体性能评估与优化实践, 针对一系列新颖的乘波体、进气道和尾喷管设计概念开展了重点介绍。总体而言, 目前的一体化研究仍多侧重于局部结构和流场的集成优化, 而对包括发动机在内全部件集成、全流场数值模拟开展得还较少。目前的飞/发一体化模拟中发动机内流模拟多采用简化降维模型, 甚至仅将发动机作为一个气动部件忽略其燃烧热附加过程, 而耦合高保真发动机反应内流模拟的飞/发一体化研究尚处于起步阶段。随着计算机技术的进步, 高解析度大涡模拟等数值手段有望被引入飞/发一体化内外流耦合模拟中, 并在飞行器优化设计中发挥重要作用。

**关键词:** 高超声速飞行器; 超燃冲压发动机; 一体化设计; 乘波体; 计算流体力学; 综述

**中图分类号:** V411.8 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 08-22010002-16

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.22010002

## Advances and Trends in Airframe/Engine Integration of Hypersonic Vehicles

YAO Wei<sup>1,2</sup>, ZHANG Zheng<sup>1</sup>, ZHAO Wei<sup>1,2</sup>, XIAO Wei-gang<sup>3</sup>

(1. Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China;

3. Bureau of Major R&D Programs, CAS, Beijing 100864, China)

**Abstract:** Hypersonic vehicles put forward higher requirements for the performance matching of airframe and engine to achieve a better aerodynamic performance of the vehicle and higher thrust performance of the air-breathing engine. From the perspective of numerical modeling, this paper summarizes the domestic and international research progress on the local integration of forebody/inlet and nozzle/afterbody, as well as the integrated performance evaluation and optimization. A series of novel design concepts of waverider, inlet, and nozzle are emphatically introduced. Overall speaking, the current airframe/engine integration focuses more on the integration of local components and the optimization of local flow fields while less on the integration of all components, including the engine, and the modeling of the tip-to-tail flow field. In the current airframe/engine integrated modelings, the modelings of internal engine flow path mostly adopt reduced-order models or even treat the engine as a pure aerodynamic model ignoring the heat addition by combustion. However, the airframe/engine integration

\* 收稿日期: 2022-01-04; 修订日期: 2022-07-11。

基金项目: 国家重点研发计划 (2021YFA0719204)。

通讯作者: 姚卫, 博士, 研究员, 研究领域为超声速燃烧大涡模拟。E-mail: weiyao@imech.ac.cn

引用格式: 姚卫, 张政, 赵伟, 等. 高超声速飞/发一体化进展与趋势[J]. 推进技术, 2023, 44(8):22010002. (YAO Wei, ZHANG Zheng, ZHAO Wei, et al. Advances and Trends in Airframe/Engine Integration of Hypersonic Vehicles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(8):22010002.)

modeling coupled with high-fidelity engine models is still scarce. With the development of computational technology, high-resolution large eddy simulation is expected to be introduced into the airframe/engine integrated modeling, and play an essential role in the performance optimization of vehicles.

**Key words:** Hypersonic vehicle; Scramjet; Integrated design; Waverider; Computational fluid dynamic; Review

## 1 引言

高超声速吸气式推进作为一种极具潜力的临近空间推进方式,近年来得到了广泛的关注。随着飞行速度的增加,飞行器的气动阻力急剧增加,可能会导致推阻失衡和升阻比下降,影响飞行器的加速和巡航性能。高超声速飞行要求兼顾飞行器的气动性能和吸气式发动机的推力性能,飞/发一体化集成是吸气式超声速飞行器的经典难题<sup>[1-2]</sup>。为此,国内外开展了大量飞行器/发动机一体化(以下简称飞/发一体化)研究以优化升阻比和推阻比<sup>[3-5]</sup>,实现飞行器机体气体性能与发动机推力性能的相互匹配。

从整体关联上看,一方面发动机结构的存在对飞行器气动特性有显著影响,另一方面飞行器外形也影响发动机的推力性能。吸气式高超声速飞行器将发动机集成到机体中不仅是提升飞行器整体气动性能的需求,也是基于超燃冲压发动机工作原理的设计。高超声速吸气式飞行器的绕体高速气流依次通过前体、进气道、燃烧室和尾喷管等部件,其中飞行器前体预压缩和后体外膨胀段分别起到了发动机进气道和尾喷管延伸的作用,因此发动机与机体轴线夹角、发动机进气道与前体位置均会影响发动机性能<sup>[6]</sup>。早期的F-104, F-16, SR-71,协和式飞机, B-70, B-1, B-58等超声速军/民用飞机均对进气口、尾喷管布局方面做了特殊设计以最大可能减少发动机与机体气流的相互干扰<sup>[7]</sup>。例如马赫数为3+的SR-71侦察机采用具有带尖锥的混合压缩轴对称进气道,发动机单独安装在吊舱中并放置在大约50%的半翼展处,通过贯穿机翼设计将发动机/机翼干扰降至最低。

从局部关联上看,飞行器/发动机一体化(以下简称飞/发一体化)设计主要体现为飞行器前体与发动机进气道的集成以及飞行器后体与发动机尾喷管的集成<sup>[8]</sup>。进气道需要为发动机燃烧室提供满足工作要求的压缩气流,而其所需要的上游捕获气流不仅受到前体气动外形的影响,还会受到机体部件的干扰<sup>[9]</sup>。前体预压缩效率和进气道出口流场品质还会

随飞行条件的改变而变化,因此,前体气动外形与进气道的集成优化并非简单的单点优化。尾喷管的设计既要使燃烧室出口的高焓气流充分膨胀以产生最大推力,同时又要使得作用在后体下表面、垂直于飞行方向的升力不至于产生过大的俯仰力矩<sup>[10]</sup>。喷管排气和外部流场之间发生的相互作用改变机体后端的压力分布、影响燃气膨胀程度,并与机体气流产生干扰作用,这些相互作用会增加飞行阻力、导致发动机推力损失和推力矢量方向偏转等不利影响<sup>[11]</sup>。

20世纪60年代以来的大量研究<sup>[1,2,9,11-19]</sup>表明,推进系统与机体的一体化设计是实现吸气式高超声速飞行的关键。然而,由于飞行器机体和发动机在工作要求和设计目标上存在较大差异,长期以来机体/发动机设计多采用单独设计再叠加组合的方式,不能同时发挥二者的最优性能。尽管乘波体等先进机体设计具有良好的高超声速气动性能,然而搭载吸气式发动机之后升阻比降低了近60%<sup>[4]</sup>。此外,从热管理的角度<sup>[20]</sup>,机体/发动机集成主动冷却设计还有利于优化冷却剂的分配和消耗。从飞行控制的角度<sup>[21-22]</sup>,高速条件下发动机与机体的双向耦合对提升发动机性能和飞行稳定性至关重要。

限于地面试验条件,目前的飞行器和发动机设计多采取单部件单状态点分别设计的方式,人为地割裂各部件以及各状态点之间的关联性。这样的处理一方面忽略了气动与推力耦合变化的迟滞效应,即假设前体/进气道、后体/尾喷管之间的交互作用立即达到平衡,而实际上气动、燃烧等多物理耦合准稳态过程的建立至少需要数十毫秒的时间;另一方面忽略了性能与飞行工况的强非线性关联,即假设各状态点之间性能连续线性变化,而实际上无论是气动性能还是推力性能均随着来流马赫数等参数剧烈非线性变化甚至存在间断。同时鉴于高超声速飞行器普遍采用涡轮/冲压/火箭发动机多动力组合推进系统,传统的单部件单状态点设计方法已经不能满足全速域动力衔接、进气道来流与发动机工作模态匹配等需求<sup>[23-24]</sup>。

然而,在半封闭进气道和全封闭发动机内部进

行高超声速试验测量是极为困难和昂贵的<sup>[25-26]</sup>。限于风洞尺寸和运行时长,也难以开展飞/发一体化集成的全尺寸地面试验,通常仅能分解开展局部耦合或缩比测试<sup>[13,27]</sup>。对未来低运行成本、可直接水平起降、重复使用的空天飞行器研制,其气动布局涵盖了从低/亚/跨/超/高超到极高超声速(马赫数从0到20+)、飞行高度从0至100+km,飞行空域覆盖对流层、平流层到临近空间高层大气,这些都是传统地面试验手段难以准确复现的。由于试验条件和测量手段有限,数值仿真模拟仍然是研究高超声速飞行器飞/发一体化性能的主要手段<sup>[28]</sup>。内外流耦合一体化模拟技术的发展使得飞/发整体寻优成为可能。早在20世纪80年代,研究者们<sup>[14]</sup>就已经开展了飞/发一体化的整机数值模拟研究工作。目前国内外高超声速飞行器一体化研究<sup>[29-34]</sup>几乎都采用了数值模拟和试验验证相结合的方法。例如,由美国波音公司研制的X-51A高超声速飞行器设计过程中采用CART3D和OVERFLOW软件进行了大量数值计算<sup>[35]</sup>。数值模拟通过精确预测飞行器的气动和推进特性,不仅显著提高了升阻比、比冲和有效容积率等飞行器性能,而且有效降低了设计冗余。

从国内外已经开展的高超声速飞/发一体化集成实践<sup>[36-39]</sup>来看,目前的一体化研究,既有机体/发动机的整体性能优化,也有局部集成的前体/进气道和尾喷管/后体性能优化。从优化的效果上来看,不仅整体目标性能有大幅提升而且单部件性能也通常有所提升,表明了一体化研究的重要应用价值。然而现有的飞/发一体化研究,限于当时的技术水平或原理认知,仍存在一定的提升空间。针对吸气式高超声速飞行器的特点,本文从计算模拟的角度介绍了国内外的飞/发一体化研究进展。

## 2 飞行器/发动机局部集成

### 2.1 乘波前体/进气道一体化设计

自1959年Nonweiler<sup>[12]</sup>首次提出乘波体概念以来,乘波体已成为吸气式高超声速飞行器最具应用前景的气动外形设计之一。乘波体不仅比传统的升力体具有更高的升阻比,而且其前缘激波可以起到进气道预压缩面的作用;乘波体限制高压空气从下表面向上表面的泄漏,可以大幅提高来流捕获率。为了适应发动机进气道需求发展了一系列新颖的乘波体设计概念<sup>[30,39-52]</sup>,按照设计依据的基准流场类型可以分为:(1)以二维平面基准流场为特征的楔导乘波前体和二维曲面压缩乘波前体;(2)以锥基准流场

为特征的锥导乘波前体和吻切锥乘波前体;(3)以三维轴对称基准流场为特征的吻切轴对称乘波前体;(4)以三维非轴对称基准流场为特征的吻切流乘波前体等类型。现有的研究除了对乘波前体进行改良以提升其预压缩性能以外,还基于“内乘波体”<sup>[53]</sup>等新颖的设计概念对进气道进行了改造以适应飞/发一体化设计的需求。

一体化设计对飞行器与发动机的集成提出了诸多约束准则<sup>[54]</sup>。首先是飞行整体减阻对发动机气动外形的约束。乘波体的升阻比受发动机整流罩外形和发动机推力矢量方向的影响<sup>[4]</sup>,虽然乘波体具有理想的进气系统预压缩面以及高升阻比的特性,然而其与发动机集成之后可能会大幅降低原有乘波体的气动性能。其次是发动机性能对前体压缩来流品质的约束。一般至少要求前体气动压缩率与发动机进气道入口条件相匹配。以马赫6来流下的 $10^\circ$ 楔或锥为例,前体激波压缩后的马赫数4.7或5.0过高,无法满足发动机进口高压压缩比的需要;而如果增加楔或锥的角度则会导致总压损失过大。再者是几何约束,前体需要具有一定的容积以便在集成发动机之后仍能保证足够的气动性能。此外,在不同飞行阶段对气动和推进性能的匹配也有不同的需求,例如巡航阶段要求最大化升阻比,而加速阶段则要求最大化推阻比。因此,如何将乘波体机体与发动机有机耦合是飞/发设计中的关键点之一。

超燃冲压发动机要求来流在进入进气道之前被充分预压缩,以满足来流捕获率和入口马赫数等需求。为提高压缩效率和提高进气道来流品质,实用性较强的多级压缩乘波体<sup>[55-56]</sup>设计概念被提出。数值分析表明流量系数即压缩性能随乘波体压缩级数的增加而增加<sup>[56]</sup>,相比于一级压缩,三级压缩锥导乘波体的压比提升了188%,流量系数增加了98%,而压缩后马赫数下降了16%。多级压缩吻切锥乘波体还可以通过融合进气道压缩面进行集成,相比于三级压缩吻切锥乘波体,以Busemann进气道为第三级压缩面的一体化乘波体进气道在相同质量流量下具有更均匀的进气量,在工作马赫数5~7内升阻比提升了至少48.79%,同时总压恢复系数提升了至少20.2%<sup>[55]</sup>。相比于传统的二维斜坡进气道,多级压缩吻切锥乘波体(见图1)的设计可以在不采用侧挡板的情况下最大程度减少进气道溢流<sup>[57]</sup>。国外已经成功试飞的X43<sup>[58]</sup>和X51<sup>[35]</sup>演示飞行器分别采用了三级和二级压缩(见图2),证明了多级压缩前体的实用特性。



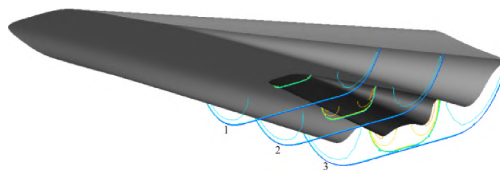


Fig. 1 Integration of two-stage compression oscillating cone waverider and inlet<sup>[57]</sup>

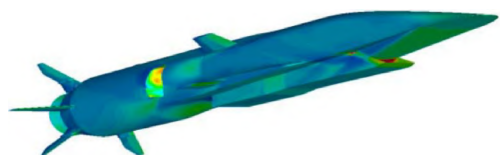


Fig. 2 X51 demonstrator with two-stage compression waverider<sup>[35]</sup>

楔形衍生乘波体<sup>[59-60]</sup>是第一种被实际应用于前体/进气道一体化的乘波体,也是第一种成功应用于波音 X-51A 超燃冲压发动机演示飞行试验飞行器的乘波体<sup>[35]</sup>,如图 3 所示。相比于原始的楔形乘波前体<sup>[61]</sup>,楔形衍生乘波体的最大优点是不仅流场均匀,而且由于超声速绕流场典型的二维平面流场特征可以采用解析法等方法快速方便地计算其几何和气动性能参数。在早期的楔形衍生乘波体飞行器<sup>[48]</sup>设计中,二维进气道发动机均布置在机体底部,部分破坏了乘波体流场,未能充分发挥乘波体高升阻比的特性。近年来,为了适应先进三维气动外形和复合推进系统,乘波体和进气道的集成融合设计逐渐成为一个研究热点。

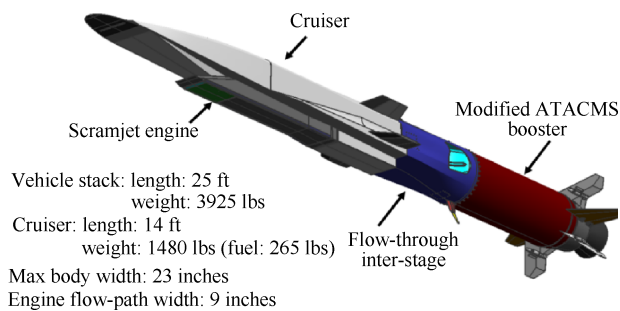


Fig. 3 Wedge derived waverider X-51A with integrated scramjet<sup>[35]</sup>

基于吻切理论设计的乘波前体拓展了前体进气道匹配的几何约束,更易于与进气道进行一体化集成。虽然锥形乘波体具有比楔形乘波体更高的容积率<sup>[54,62-65]</sup>,然而对比计算<sup>[66-67]</sup>表明,其进气道入口流场不够均匀且对进气道入口的几何限制不利于与发动机的集成,而吻切锥乘波体和吻切轴对称乘波体能有效地改善进气道入口流场均匀度并且提高容积

率。特别地,作为吻切轴对称乘波体的一种,吻切曲面锥(OCC)乘波体<sup>[44,68-69]</sup>(见图 4<sup>[70]</sup>)在提高压缩比的同时还因等熵压缩曲面设计具有较高的总压恢复系数,例如与相同几何收缩比的四波系压缩进气道相比可将总压恢复系数提升至少 39%。作为吻切锥乘波体的进一步发展,将整个前体作为进气道预压缩面的吻切流乘波前体(OFWR)/进气道一体化构型<sup>[43]</sup>通过提升压缩效率(6%~10%增幅)可以将发动机总效率(热效率与推进效率之积)提高约 15%,同时升阻比提升 3%~13%,飞行器理论航程提高 18.5%;同时由于沿展向的吻切平面基准流场可以不同,因此更容易实现与发动机的有机集成。上述基于吻切理论设计的乘波前体/进气道一体化构型,在设计与非设计工况点均表现出良好的自启动、流量捕获和抗压能力<sup>[70-74]</sup>,例如基于曲面乘波压缩的一体化进气道流量捕获系数波动在 15% 以内,一体化密切内锥乘波前体进气道能够在马赫数 5~7 宽范围内顺利启动并保持流量系数至少 0.75,总压恢复系数最低 0.41,预示了该类构型在宽域范围内具有重要的应用前景。

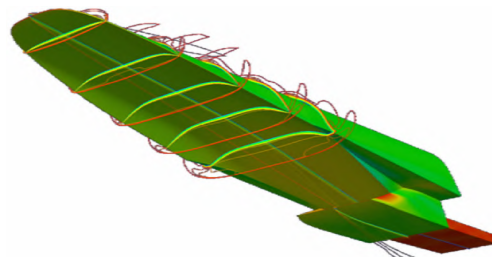
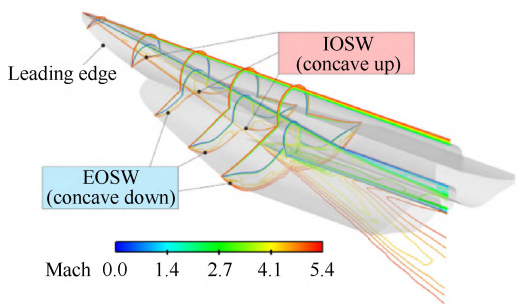


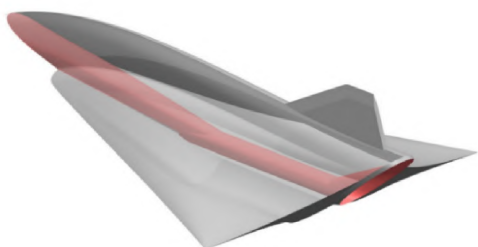
Fig. 4 Integration of oscillating curved cone waverider with inlet<sup>[70]</sup>

双乘波体设计方法是近年来发展的新颖的乘波体设计方法,主要有两种类型。一种是 You 等<sup>[39,75]</sup>提出的吻切锥外乘波体和截面可控内乘波体进气道(SCIW)一体化的内外双乘波体设计概念(见 5(a)),另一种为 Cui 等<sup>[41]</sup>通过旋转和组装两个乘波体所发展的旋转双翼乘波体前体(见图 6)。旋转双翼乘波体左右两侧覆盖激波,内外双乘波体则是前体内侧覆盖内压缩激波(内乘波)而外侧覆盖外压缩激波(外乘波)。在内外双乘波体的基础上,研究者们又进一步发展了双乘波前体与双内乘波进气道的一体化集成设计<sup>[76]</sup>(见图 5(b)),数值分析表明其在设计工况点(马赫 6,零度攻角)来流捕获率高达 97%,升阻比高达 4.13。旋转双翼乘波体还可以进一步通过优化旋转角度和翼型实现高容积率、高升阻比和高

均匀度进气道入口流<sup>[41]</sup>,例如通过将旋转角从60°调整为20°,升阻比提升了25%,通过优化翼型轮廓线实现了最大12%的升阻比提升。虽然双乘波前体/进气道一体化构型的气动和进气道特性仍需进一步研究,但双乘波体概念的提出极大拓展了吻切流理论,从将进气道也纳入乘波体设计的角度,可以说首次实现了真正意义上的内外流一体化设计。



(a) Shock waves on dual waverider



(b) Integration of dual-waverider integration concept

Fig. 5 Numerical analysis of dual waverider<sup>[39,76]</sup>

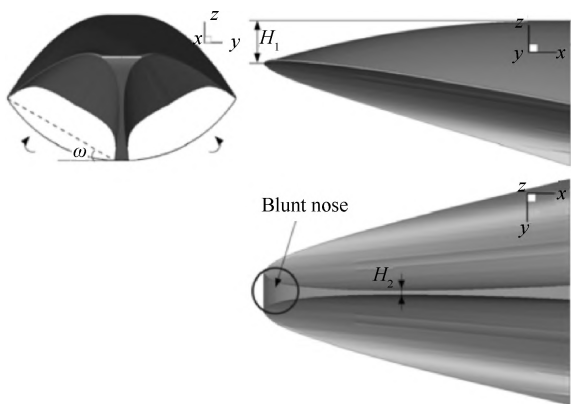
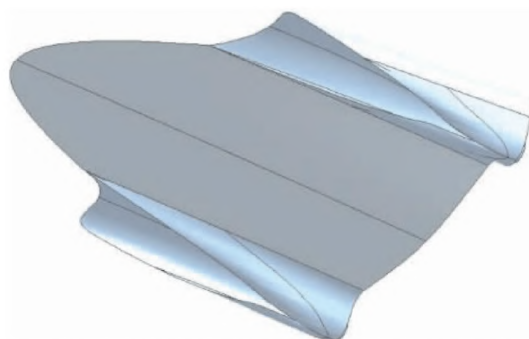


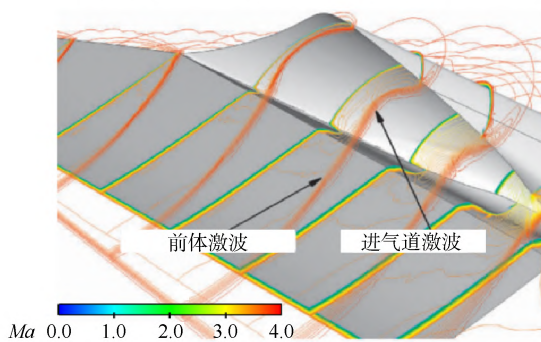
Fig. 6 Hypersonic vehicle by rotating and assembling two waveriders<sup>[41]</sup>

采用两台发动机以提高推力和航程的配置在飞行器设计中被广泛采用。在早年的概念研究中<sup>[77]</sup>,双发动机设计已经被证明比单发动机设计更有希望实现远距离巡航的目标,并能够显著增加有效载荷。除了上述的双乘波体设计概念以外,南向军等<sup>[67]</sup>还基于吻切锥乘波前体和内收缩进气道设计开展了两

侧进气布局方式与飞行器前缘的一体化设计(见图7),通过曲面过渡进气道进口前缘和乘波前体前缘将二者进行有机融合;数值分析表明高马赫数下前体外流场和进气道内流场基本相互独立,并且由于没有前体附面层干扰,进气道压缩效率和流量捕获能力均较强,马赫数7条件下最大流量系数可达0.96,同时进气道喉道增压比27。类似的几何拼接过渡式设计还有美国波音公司<sup>[78]</sup>提出的乘波机体/两侧内收缩进气道一体化设计方法,将其内外压缩激波面的交线作为机体和进气道前缘线的共用段以实现外乘波机体与内收缩进气道的融合。涉及双发甚至更多发动机的飞行器气动外流场与发动机进排气之间存在更为复杂的干扰,相应的一体化设计需要考虑更多的因素,但也是高超声速飞行器走向实用化的必经之路。



(a) Integration design of lateral inlets and leading



(b) Mach number distribution near lateral inlets

Fig. 7 Integration of lateral inlets with airframe<sup>[67]</sup>

乘波体的气动压缩性能和吸气式冲压发动机的推力性能严重依赖于飞行工况。太低的动压可能导致推力和气动力不足以维持稳定的巡航,而太高的动压可能导致滞止温度和压力高于材料极限和过大的燃油消耗量。超燃冲压发动机通常设计为在等动压下运行,意味着飞行高度的增加需要同步增加进气道入口马赫数。为了适应宽域范围内的吸气式飞行,Maxwell<sup>[79]</sup>和Goodwin<sup>[31]</sup>提出了一种内表面位置可

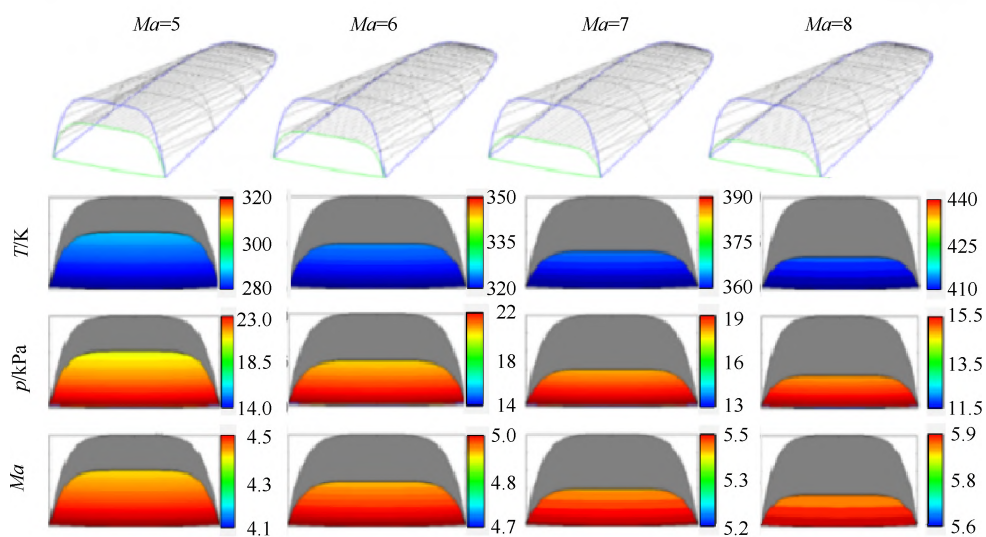
变而上表面保持固定的乘波体进气道(见图8),以使超燃冲压发动机燃烧室在可变外部飞行条件下仍能按设计运行;数值分析表明,在马赫数4~8和海拔20~50km整个设计包线范围内,通过改变乘波前体的压缩比,超燃冲压发动机能够在所有飞行条件下保持巡航或加速,推力指标 $\tau/q_\infty$ (推力与动压之比)相比于传统平面进气道超燃冲压发动机最大提升了146%。在上述数值分析中,燃烧室燃烧效应通过壁面热附加近似稳态模拟,而实际上由于超声速燃烧特有的迟滞效应和瞬态效应,入口马赫数的动态变化可能会对发动机的模态转换产生影响甚至产生推力突变;为了准确评估动态宽域飞行条件下的飞/发一体化性能,需要考虑复杂的流动-燃烧化学反应耦合过程。

乘波体与飞行器的集成通常有两种方法<sup>[49]</sup>:一种是仅将乘波体用作进气道的预压缩前体,另一种则充分利用了乘波体高升阻比的特性,整个飞行器均基于乘波体形状设计,尾喷管与后端闭合均位于原始乘波体流场范围之内,即所谓的“全乘波体”设计概念<sup>[30]</sup>。如图9所示<sup>[80]</sup>,在设计飞行条件下,前缘激波不仅附着在进气唇口而且附着于整个飞行器

前缘,前乘波体和后乘波体共同构成所谓的“全乘波体”。三维数值分析<sup>[30]</sup>及风洞试验<sup>[81]</sup>验证了该全乘波体设计概念的有效性,在海拔25km飞行马赫6和0°攻角下,进气道总压恢复系数为0.94,同时整机升阻比可达2.13。全乘波体的前体依靠前体激波(即前乘波体)飞行,其两翼和机体腹部依靠后体激波(即后乘波体)飞行,这一特点使飞行器设计能够充分利用乘波体的高升阻比特性。同时,进气道唇口还与前体激波相连,形成进气道预压缩面实现高效的预压缩气流捕获,在马赫6零度攻角的测试中,压缩比可达12.77。全乘波体概念的提出,意味着一体化已经逐渐从前体/进气道的局部集成向追求整机性能最优化的方向发展。

## 2.2 尾喷管/后体一体化设计

在高超声速飞行器的一体化构型中,飞行器后体往往与尾喷管采用一体化设计,即机体后体与发动机尾喷管的上膨胀面高度融合,通过将燃烧室出口处的高温高压气体膨胀加速产生相应的高于入口来流动量的喷流,获取飞行所需的正推力。高超声速飞行器与后体尾喷管耦合的结构设计始于20世纪70年代<sup>[82]</sup>,目前,对于高超声速飞行器国内外普遍采



(a) Variable waverider inlet adapting different Mach numbers



(b) Hypersonic waverider vehicle with deformable scramjet

Fig. 8 Concept of deformable scramjet<sup>[31,79]</sup>



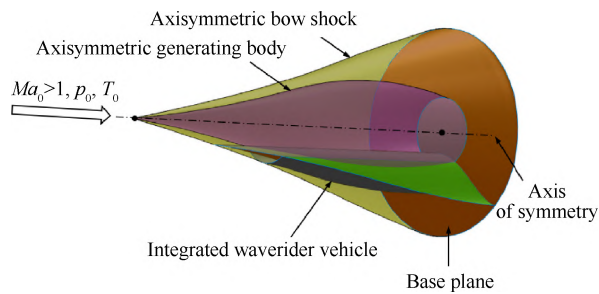


Fig. 9 Schematic diagram of shock attachment on a full-waverider vehicle<sup>[80]</sup>

用的喷管类型为非对称单边膨胀喷管(SERN,如图10所示<sup>[83]</sup>),其曾应用于NASP(国家空天飞机)<sup>[84]</sup>和NASA(美国国家航空航天局)的X-43系列<sup>[85]</sup>。这类喷管易于与飞行器后体一体化设计,具有结构简单、质量轻、阻力小的优点。同时,对于非设计点飞行状态中可能出现的欠膨胀或过膨胀现象,单边膨胀喷管还可以通过自由面对实际膨胀比进行一定程度的气动调整,因而对宽速域、大空域飞行具有较强的适应能力。此外,与普通火箭或飞机喷管不同,单边膨胀喷管不仅仅是高超声速飞行器产生推力的主要部件,由于其与机体的融合设计以及非对称的结构特点,其将产生额外的升力和俯仰力矩,并且随着飞行状态的改变而显著变化,这使得飞行器的配平及控制变得极为复杂。尾喷管是发动机产生推力的主要部件,据估计单边膨胀喷管所产生的推力占系统总推力的50%~70%以上,且该比例还随着飞行马赫数的增大而进一步增大<sup>[82,86-87]</sup>,鉴于此,有必要对所有可能影响推力性能的因素锱铢必较。

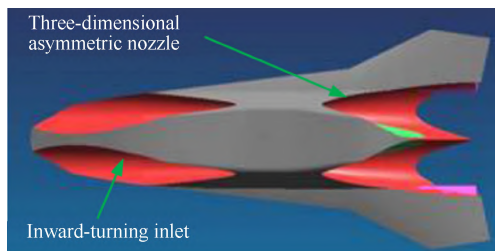


Fig. 10 Hypersonic vehicle integrating an inward turning inlet and a three-dimensional asymmetric nozzle<sup>[83]</sup>

在不同的工况条件下,试验与数值研究均发现尾喷管内流场存在复杂的三维效应。对于尺寸较窄的简化斜平面单边喷管<sup>[88-89]</sup>,过膨胀喷管与外流相互作用所形成的斜激波作用于尾喷管的上壁面并反射,使真实喷管的推力性能显著高于二维简化模型的估值,二维简化模型在高估摩擦阻力(~89%)的同时对比冲的低估幅值可达20%。基于对尾喷管内三

维流动规律的认识,研究者们使用优化后的侧挡板结构减弱了喷管侧向压力外泄从而实现了飞行器推力和升力性能的提升,在马赫数1.64~4.5内轴向推力提升可达3.5%~5%<sup>[90-91]</sup>。上述研究表明,在飞/发一体化模拟中,采用二维甚至一维简化尾喷管模拟可能会带来较大的设计误差。

尾喷管的性能主要受入口条件、物性和化学反应等流场因素的影响。在入口中含有激波和膨胀波等非均匀流场结构的条件下,喷管的推力性能降幅可达2.2%~5%左右,俯仰力矩减幅为1.8%~7%<sup>[92]</sup>。比热比通过改变喷管内的压力分布和内外流干扰激波波系结构影响推力,一般来说,增加比热比在提高总推力的同时也增大了阻力<sup>[93]</sup>。尾喷管内的化学非平衡也即后燃烧效应(Post-combustion)对尾喷管的性能有不可忽略的影响,在考虑非平衡燃烧化学反应效应后,尾喷管推力的数值预测通常与实验值更为接近<sup>[94]</sup>。为了提高燃烧的趋于平衡程度即燃烧效率,在尾喷管内添加辅助氧气是一种有效的喷管推力增强方法<sup>[95]</sup>,研究中观察到了最高3.75倍的轴向推力提升。上述研究中的非均匀来流效应、物性效应和后燃烧效应等均受上游燃烧室甚至进气道部件性能影响,这也从另一个角度说明发动机的性能优化是一个系统工程,需要开展一体化的协同设计与整体优化。

尾喷管/后体的优化设计是一个多目标参数优化问题,需要寻求满足所有气动特性目标参数的最优解。Edwards等<sup>[82]</sup>、Damira等<sup>[96]</sup>、Jianping等<sup>[97]</sup>和Huang等<sup>[98]</sup>数值分析了尾喷管的主要结构控制参数(如后体斜面倾角、尾喷管总长、喷管入口和出口高度比、上下壁面初始膨胀角、上壁面曲线参数等)对喷管的推力、升力以及俯仰力矩等特性的影响及其敏感性,表明喷管气动特性对结构参数的敏感性存在较大差异,优化设计本质上为一个寻找Pareto前缘面的问题<sup>[99]</sup>。非支配排序遗传算法(NSGA或NSGA-II)<sup>[100]</sup>不仅能够更加有效地逼近Pareto前沿(可行解中所有Pareto最优解组合)而且所得到的Pareto最优解具有较好的散布性,因此CFD计算与NSGA-II多目标优化相结合的方法在单边膨胀喷管的优化设计中得到广泛应用<sup>[101-102]</sup>。此外,拉丁超立方体抽样等方法也被用于对参数空间进行抽样实验设计以减少样本数目<sup>[96]</sup>。上述研究在提升飞行器性能的同时也促进了多学科前沿的交叉发展。

近年来,先进CFD计算方法的发展使得尾喷管的设计不再局限于传统的二维喷管设计,三维变截

面高超声速喷管得到广泛关注。圆形或椭圆形等非矩形燃烧室具有特殊的燃烧和结构性能,但其对应的喷管设计相较于传统的矩形入口更为复杂。相比于传统的矩形出口喷管,应用流线追踪设计方法和耦合边界层修正的无粘计算获得的椭圆转矩形非对称喷管(如图11所示)同时实现了减阻10.34%和减重5.7%的优化目标<sup>[87]</sup>。采用最大推力喷管设计理论(Rao's理论)和特征线方程结合的反设计方可以获得指定几何限制条件下满足最大推力的喷管构型,相对于基于最大推力正向设计方法所得的喷管推力和升力分别有31.8%和201%的大幅提升<sup>[103]</sup>。值得注意的是,为了减少气动干扰和增加推力,非轴对称涵道设计也在航空发动机与飞行器的一体化集成中得到了广泛应用<sup>[104]</sup>。尾喷管设计的最终目标是在满足几何约束的条件下实现最大推力,而决定几何约束的除了飞行器整体气动外形外还有上游部件(如燃烧室)施加的约束,表明高超声速飞/发设计本身即具有一体化的发展趋势。

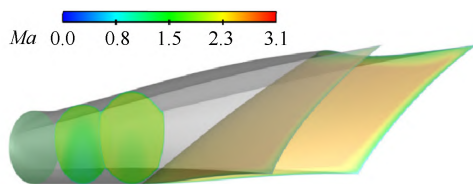


Fig. 11 Mach number contour of three-dimensional asymmetric nozzle with an elliptical-to-rectangular shape transition<sup>[87]</sup>

### 3 飞行器/发动机整机仿真

#### 3.1 集成发动机部件的气动模拟

以美国X-43A和X-51A为代表的吸气式高超声速飞行器成功实现了集成超燃冲压发动机与乘波体机体试飞。在其气动设计中分别利用了乘波体前体作为发动机进气道预压缩面和后体作为尾喷管外膨胀段。为了分析借鉴国外高超声速飞行器设计中内外流耦合机制,国内的研究者分别采用雷诺平均<sup>[105]</sup>和大涡模拟<sup>[106]</sup>方法对类X-51A飞行器模型的稳态和非定常气动特性进行了数值评估。在 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 和马赫数6条件下数值分析了前体/进气道耦合和后体/发动机匹配气动特性,评估了这种气动外形的可用性,以及迎角变化对其内外流场和基本气动特性的影响<sup>[105]</sup>。基于高格式下的延迟分离涡模拟方法(DDDES)对其在超声速大迎角(马赫数2.5,攻角 $10^\circ$ )状态下的大范围非定常分离流动开展了精细化湍流

数值模拟研究<sup>[106]</sup>(如图12所示)。目前的模拟仅是对飞行器气动特性的分析,并不包含发动机内部燃烧。其中稳态性能评估模拟<sup>[105]</sup>包含了发动机内流道而非定常分离模拟<sup>[106]</sup>则将发动机流道完全封闭,相当于分别揭示了发动机无燃料喷注和进气道不起动条件下的飞行器气动性能。

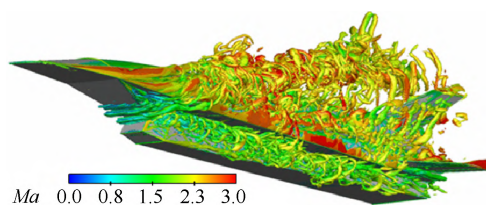


Fig. 12 Transient flow structures around a replicated X-51A vehicle<sup>[106]</sup>

在飞/发一体模拟中除了飞行器外部的气动特性以外,发动机内部瞬态流动特性对整机阻力和发动机性能同样至关重要。然而由于发动机内流场存在复杂的非平衡湍流边界层、入射和反射激波、剪切/混合层及其相互之间复杂的交互作用,即使不含燃烧化学反应的内流模拟对网格解析度和模型保真度也提出了极高的要求。HIFiRE 6是一种融合被动溢流自起动、截断Busemann内转进气道以及被动排气设计的改进型乘波体高超声速飞行器,外流经由进气道与发动机内流发生复杂的交互作用。如图13所示,耦合发动机无反应内流的HIFiRE 6飞/发一体化隐式大涡模拟和雷诺平均模拟<sup>[33]</sup>揭示了内外流耦合条件下的进气道自起动机制和湍流转捩过程。进气道侧前缘附近几何结构的快速变化产生了过渡流,该过渡流与进气道鞍区、进气道/隔离段接合点相互作用,产生了非平衡湍流边界层和复杂的非定常锥形激波波系。压力谱分析表明正是激波/边界层的相互作用导致了发动机内部的低频不稳定性。稳态雷诺平均无法模拟转捩过程并且假设平衡边界层,预测的锥形激波上游边界层偏厚。研究表明大涡模拟等非定常高解析度数值模拟方法在复现湍流转捩方面具有独特优势,能够更加准确地预测内外流耦合条件下的飞/发一体化集成性能。

早期的飞/发一体化内外流耦合数值模拟<sup>[107-108]</sup>通常仅考虑压差阻力而忽略摩擦阻力,这主要是限于早期的计算技术近壁粘性边界层的解析能力不足。而实际上,近壁边界层的湍流转捩状态不仅影响飞行阻力,而且流动分离和低动量粘性边界层对燃料喷注、混合和燃烧过程的影响也极为重要。基于5091万网格的高超声速飞行器(GHV)内外流耦合



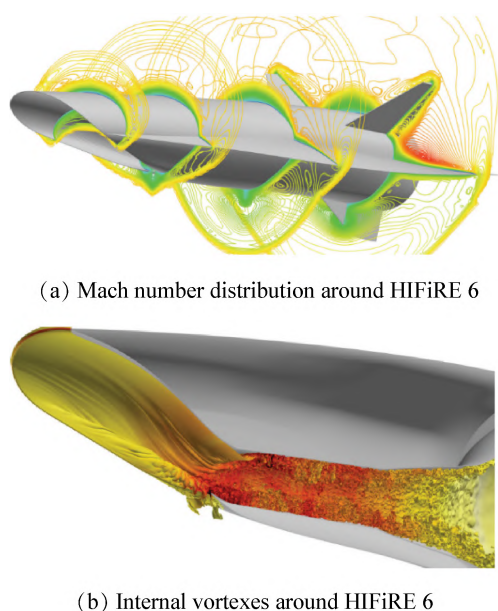


Fig. 13 External and internal flows of HIFiRE-6<sup>[33]</sup>

高解析度数值模拟<sup>[109]</sup>(如图14所示)揭示了内外流耦合作用下粘性边界层内的诸多非定常现象,例如产生于内转进气道的低动量流区域附着于边界层迅速增长,占据了较大的发动机内流道区域,所产生的复杂的三维非均匀流场对燃油喷注穿透深度产生了显著影响。可见,飞/发一体化内外流耦合数值模拟不仅是设计上的迫切需求,而且也是降低计算边界输入参数不确定性的需求。

### 3.2 集成降维发动机模型的一体化性能优化

高超声速飞行器主要有加速机动和长时间巡航两种飞行状态。前者需要最大化推阻比 $F/D$ ,而后者根据Breguet航程公式需要最大化比冲和升阻比之积 $I_{sp} \cdot (L/D)$ <sup>[3]</sup>。然而,吸气式高超声速飞行器的推力和升力是相互耦合的,增加升力通常意味着损失部分推力。因此必须通过一体化设计取得二者之间的平衡。最早的超燃冲压发动机与高超声速飞行器的集成实践<sup>[3]</sup>始于20世纪90年代,以比冲、升阻比、推阻比和推重比为目标函数,以锥形乘波体外形和进气道入口型线为优化参数,基于准一维分析程序在马赫数8~14内开展了集成超燃冲压发动机的锥形乘波体高超声速飞行器的优化,针对巡航和加速型两类吸气式高超声速飞行器的特点,通过调整优化目标函数的权重实现最优升阻比和推力裕度配置方案。在上述优化中,发动机在飞行器中的位置固定,因此本质上属于乘波体/进气道优化。

在飞/发一体化设计中,发动机的位置布局是一个重要的优化参数。发动机在产生推力的同时其安装体积又会产生额外阻力。通过优化超燃冲压发动

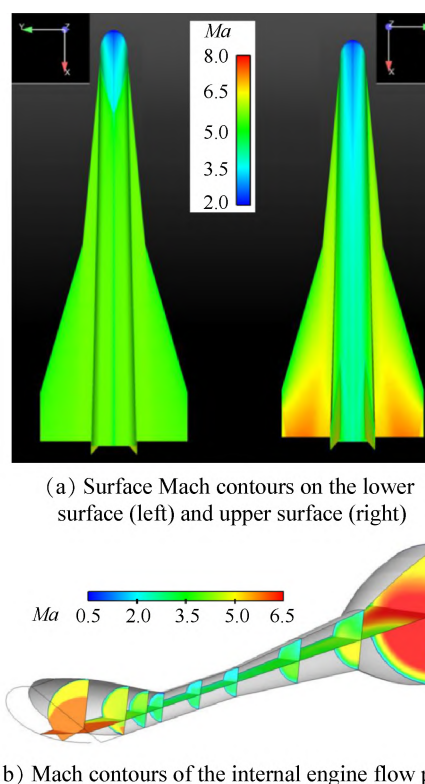


Fig. 14 Integrated modeling of surface general hypersonic vehicle (GHV)<sup>[109]</sup>

机的数量与布局实现精确的推阻平衡和升重平衡,可以显著增加飞行器的航程<sup>[77]</sup>。现有的超燃冲压发动机多采用轴对称设计或者二维模块化设计,前者必须采用吊舱安装,而后者可以采用吊舱或底部模块化安装。从推进系统设计的角度来看,翼舱或平坦的下表面是集成高速推进系统的理想平台。在实际应用中,应用乘波体等先进设计概念所产生的复杂三维曲面激波意味着必须采用底部模块化安装方法。然而气动优化后的飞行器底部通常不是平坦的,这意味着发动机及其进气道的入口设计必须同时适应飞行器底部表面和前体激波<sup>[49]</sup>。例如,锥导乘波体弓形激波的横截面形状为圆弧,为此发动机的进气道前缘也要设计为圆弧形并尽可能贴近激波以最大化流量捕获。可见,集成设计的关键在于需将整个发动机部件置于前体激波内,以实现充分捕获乘波前体产生的预压缩气流和提升整机升阻比的目的。

在飞行器和发动机模型高度集成的基础上,差分进化等先进优化算法被引入整机性能和飞行轨迹优化设计,在实现飞行器性能优化的同时大幅提高了设计效率<sup>[110]</sup>。针对空间受限(发射井内)的吸气式推进高超声速巡航导弹,研究者们<sup>[77]</sup>通过采用并行差分进化算法,在宽域范围内(动压24~72kPa、马赫

数8~13、当量比0.0~1.2、攻角 $-3^\circ < \alpha < 5^\circ$ )实现了最低油耗、最短到达时间和最大化航程的巡航轨迹优化;不仅首次完整地实践了飞/发一体化优化设计框架,而且所提出的一体化设计准则对后续的一体化研究也具有重要的参考价值。

在早期的飞行器/发动机耦合模拟中一般不深入解析发动机内部流动,而是采用降维模型近似模拟以降低一体化模拟的计算代价。在模拟中对发动机内部流动的简化处理方式有如下几种:(1)采用无反应的冻结流假设<sup>[107]</sup>,仅将发动机作为一个部件模拟其扰动气流与机体流动的相互影响;(2)将燃烧过程简化为热附加<sup>[31,108]</sup>;(3)假设完全混合并完全燃烧的平衡态燃烧假设,例如假设燃料喷射在燃烧室入口之前完成,燃烧室入口流动状态使用法向喷注前激波关系式确定<sup>[48]</sup>;(4)假设部分混合但完全燃烧的平衡态燃烧假设<sup>[3]</sup>,其中混合效率可以采用试验测量或经验关系式确定;(5)将燃烧效率也作为燃烧模型的一个输入参数<sup>[25,58]</sup>。上述简化燃烧模型通常与一维发动机内流道模型耦合使用,以在简化计算的同时考虑流道截面积变化、热附加、摩擦、燃料喷注质量、分子量和比热比变化等诸多因素的影响。进气道之前和尾喷管之后的外部流场可以通过求解三维无反应流N-S方程模拟,其与一维发动机模型的耦合多采用边界条件耦合的方式进行,即将从三维CFD流场质量流量加权平均后的总温、总压和马赫数作为一维模型的入口输入参数,最后再将一维模型计算的燃烧室末端/尾喷管喉道处值作为边界条件赋给后续的CFD计算<sup>[25]</sup>。研究者们基于耦合一维发动机模型的飞/发一体化模拟评估优化了升阻比、航程系数和单位质量燃料能量增益等飞行器性能参数<sup>[3,25,48]</sup>,尽管燃烧室建模进行了大幅简化,上述模拟仍较为准确地预测了低马赫数冲压发动机的升力/阻力/力矩等气动相关系数<sup>[25]</sup>。这是由于冲压发动机内部流动滞留时间相对较长、燃料混合充分,因此完全混合和完全燃烧的假定近似成立。

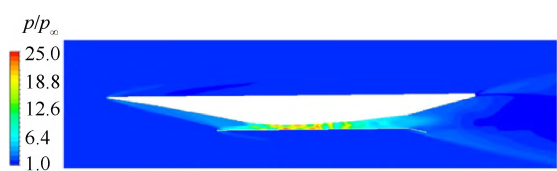
随着飞行马赫数的升高,燃烧室内的流动滞留时间缩短,化学反应与混合特征时间相当,充分混合和完全燃烧的假定适用性逐渐降低。此外,降维发动机燃烧模型无法考虑真实的燃料混合与渐进燃烧过程,以及由燃烧热附加引起的边界层分离、模态转换、进气道不起动等至关重要甚至影响飞行成败的因素。因此,更精确的高超声速飞/发一体化性能评估需要采用能够准确解析流动与化学反应耦合过程的三维有限速率燃烧模型。

### 3.3 飞/发一体化全流场(Tip-to-Tail)高保真模拟

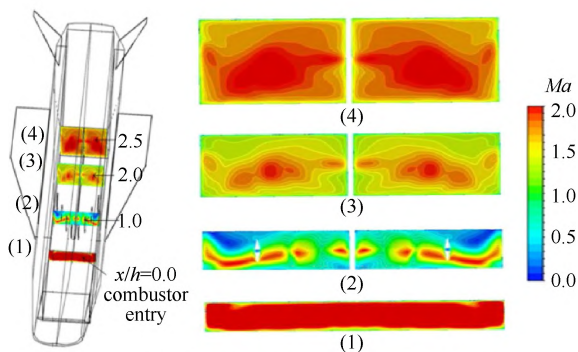
尽管CFD被广泛用于高超声速吸气发动机各子系统的设计和分析,并用于了解许多复杂的反应/非反应流问题,如高超声速飞行状态下的前体层流/湍流转捩、气动热力学、表面加热、高速燃烧等;然而在公开文献中,将外流和内流集成在一起的整机全流场(Tip-to-Tail)三维数值模拟非常有限。内外流耦合模拟使得设计者能够以一体化的方式开展整机性能诊断和关联研究,直接从模拟数据获得精确的净推力等性能数据,这对于对推阻平衡锱铢必较的高超声速飞行器设计尤为重要。

在全流场类数值模拟中,发动机内流模拟不再采用简化降维模型,而是直接求解流动-化学反应耦合过程。首次在发动机内流模拟中直接解析流动-复杂化学反应耦合过程的案例为20世纪90年代的爆震冲压发动机流动模拟<sup>[50]</sup>,其定量评估了乘波体飞行器的比冲、推升比等推进性能随动压、马赫数的变化趋势。随后,耦合燃烧的全流场三维数值模拟也被应用于二级入轨(TSTO)罗克韦尔高超声速研究用途飞行器的数值模拟中,用于评估氢燃料超燃冲压发动机与锥形乘波前体的气动与推进一体化性能<sup>[54]</sup>,是影响高超声速飞行器推进性能的主要参数。针对更复杂的煤油和乙烯碳氢燃料,研究者们<sup>[111-112]</sup>分别采用2200万网格和1981万网格完整模拟了包含前体、水平翼片、垂直翼片、进气道、燃烧室和单边膨胀斜喷管(SERN)的高超声速吸气飞行器内外耦合全流场(如图15所示),其中发动机计算采用了考虑湍流化学反应交互作用(TCI)的涡耗散湍流燃烧模型;研究对比地面试验数据,全面评估了高超声速巡航条件下超燃冲压发动机燃烧室的性能、整机推阻平衡特性以及飞行器表面热防护,为飞行器天地一致性设计提供了重要参考;模拟完整捕捉到了高超声速飞行器内外流中的前体弓形激波、进气道唇口斜激波、发动机内流道多重反射激波以及尾流膨胀波,获得了包括详细反应组分、压力、粘滞阻力、壁面热流以及拉格朗日液滴在内的详细内外流多物理场数据,观察到了非均匀进气道来流、单侧燃烧等特殊发动机现象,为后续优化改进提供了重要参考;研究进一步通过优化燃料当量比,实现了44.4%的整机净推力增长,通过调整飞行攻角实现了18%的比冲提升。尽管该研究基于仅解析宏观拟序结构的雷诺时均(RANS)方法,但仍获得了丰富的流场细节数据,揭示了独特的内外流耦合流动燃烧规律,展示了全流场数值模拟在弥补面/飞行试验不足方面的独特优势。





(a) Streamwise pressure contour



(b) Spanwise Mach number contours

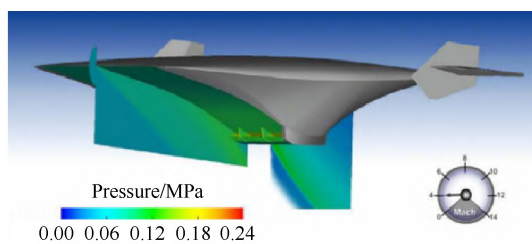
**Fig. 15 Tip-to-Tail modeling of a hypersonic vehicle cursing at Mach number 6.2<sup>[111-112]</sup>**

高性能计算技术的发展使得包含发动机的整机高保真数值仿真成为可能,批量化的一体化集成数值分析可部分替代风洞试验甚至飞行试验,实现全参数空间的系统寻优。例如,基于自主研发的多学科推进分析工具包MDA,波音公司系统开展了3900种超燃冲压发动机的全流道、120种进气道和99种机体/发动机组合方式的仿真分析(如图16所示),获得了飞行器毛重降低39%、推进剂比重降低42%,容积率提高23%,平均单位重量提高16%的显著优化效果<sup>[113]</sup>,展示了高保真数值仿真与优化算法结合的巨大应用潜力。

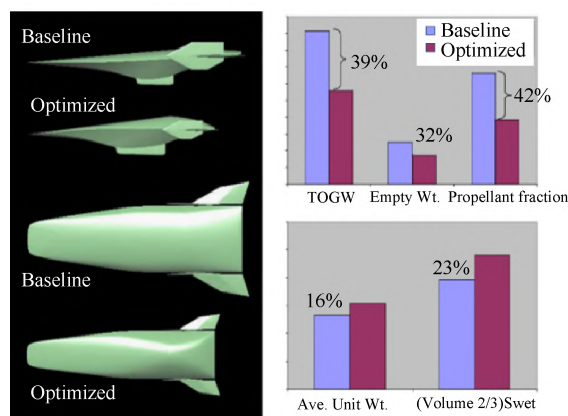
随着大规模并行等计算技术的进步和高保真湍流燃烧等物理模型的发展,大涡模拟(LES)等高解析度模型被逐渐应用于全尺寸超燃冲压发动机的内外流一体化耦合模拟中<sup>[114-115]</sup>。NASA公布的CFD 2030年远景规划,将集成发动机的全尺寸飞行器大涡模拟列为CFD亟待解决的四个重大挑战性问题之一<sup>[116]</sup>。该报告预测高性能计算能力在2030年可达到 $3 \times 10^{19}$ (3千亿亿次)。在大规模高性能计算发展的基础上提高数值模拟保真度以及拓展大规模应用能力,既是解决各类飞行器集成优化这一工程问题的重要途径,也是未来CFD发展的重要方向之一。

#### 4 总结与展望

在过去的60年里,国内外的研究者从前体/进气道集成、机体/发动机集成、尾喷管/后体集成等几个方面开展了大量的高超声速飞/发一体化设计研究。



(a) Full-vehicle pressure contour



(b) Optimized vehicle shape and key indices

**Fig. 16 Numerical analysis of Boeing's hypersonic vehicle for shape optimization<sup>[113]</sup>**

特别是近年来,一系列新颖的乘波体、进气道和尾喷管设计概念被提出,极大丰富了一体化设计理论。例如,双乘波前体/进气道一体化构型概念的提出从将进气道也纳入乘波体设计的角度,实现了真正意义上的内外流一体化设计。而全乘波概念的提出意味着一体化已经逐渐从前体/进气道的局部集成向追求整机性能最优化的方向发展。

然而,目前的一体化研究仍多侧重于局部结构和流场的集成优化,而对包括发动机在内全部件集成、全流场数值模拟开展得还较少。限于计算代价的制约,目前的飞/发一体化模拟中发动机内流模拟多采用简化降维模型,甚至仅将发动机作为一个气动部件忽略其燃烧热附加过程,而耦合高保真发动机反应内流模拟的飞/发一体化研究开展得较少。针对氢和碳氢两类典型燃料驱动吸气式高超声速飞行器,已经开展的基于雷诺时均(RANS)全流场(Tip-to-Tail)三维数值模拟不仅获得了丰富的流场细节数据,而且揭示了内外流耦合条件下独特的流动燃烧规律,展示了全流场数值模拟在弥补地面/飞行试验不足方面的独特优势。随着计算机技术的进步,高解析度的大涡模拟等数值手段被逐渐引入飞/发内外流耦合模拟中,一体化仿真模型与优化算法的耦合也在飞行器设计中初步显示了巨大的应用潜力。高



超声速飞行器设计具有锱铢必较的特殊性,唯有在数值工具中不断耦合影响性能的物理机制,数值预测才能逐渐趋近天地一致性,从而通过去除不必要的冗余安全设计以换取性能的进一步提升。

值得指出的是,现有的飞/发一体化优化多基于准稳态前提,而实际的飞行器存在加减速和变攻角等机动,动力系统以及进气道需要在复杂的飞行环境内正常起动并稳定工作。当飞行参数发生变化时,容易在飞行器前体和进气道产生由于激波边界层干扰导致的流动分离现象,进而出现发动机喘振,最终导致进气道不起动或发动机燃烧模式转换。变空域和变马赫数条件下的动力效能衰减抑制和进气道可重复起动技术也是飞/发一体化设计中必须要考虑的关键问题。为此,未来的飞/发一体化模拟还应包含沿飞行器全轨迹的特征模拟,为真实飞行条件下的飞行器优化和控制提供依据。

飞/发一体化设计本质上是一个多学科多参数的数学上的复合函数寻优,以追求最佳升阻比和推重比等为最终目标。影响最终性能的各参数敏感性和作用机制各不相同,并且由于各因素相互牵制在设计中容易导致顾此失彼,因此传统的单状态点测试、分部件集成和穷举法寻优不仅效率较低,而且无法实现全参数空间的多目标最优。在高超声速条件下,各参数之间的耦合效应进一步增强,高超声速飞行器/发动机设计本身特点就决定了其具有一体化的发展趋势。一体化的研究思想要求将多物理、多部件耦合过程作为一个整体进行研究,并借助先进的计算机技术和数值模型开展多参数、多工况的系统寻优,剖析提炼多物理耦合交互作用中的典型科学问题。其发展过程催生或促进了一系列多学科前沿交叉方向的进步,如遗传/进化算法、飞行器设计概念(双乘波体、全乘波体)、变几何复合柔性材料和高性能大规模计算技术。虽然目前的大多数研究距离真正意义上的飞/发一体化设计尚有距离,但其中的科学问题有望促进基础理论的进步甚至催生新的工程科学思想。

**致谢:**感谢国家重点研发计划的资助;感谢中国航天科工飞航技术研究院罗金玲研究员提出的宝贵意见。

## 参考文献

- [ 1 ] Wilson J, Wright B. Airframe/Engine Integration with Variable Cycle Engines [C]. Orlando: AIAA/SAE 13th Propulsion Conference, 1977.
- [ 2 ] Johnston P J, Cabbage J M, Weidner J P. Studies of Engine-Airframe Integration on Hypersonic Aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(7): 495-501.
- [ 3 ] O'Neill M K L, Lewis M J. Design Tradeoffs on Scramjet Engine Integrated Hypersonic Waverider Vehicles [J]. *Journal of Aircraft*, 1993, 30(6): 943-952.
- [ 4 ] Lewis M. Application of Waverider-Based Configurations to Hypersonic Vehicle Design [C]. Baltimore: 9th Applied Aerodynamics Conference, 1991.
- [ 5 ] Starkey R, Lewis M. Aerodynamics of a Box Constrained Waverider Missile Using Multiple Scramjets [C]. Los Angeles: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
- [ 6 ] Akihisa D, Kanda T, Tani K, et al. Effect of Integration of Scramjet into Airframe on Engine Performance and Payload [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(5): 1026-1032.
- [ 7 ] 杨国才. 论机动飞机机体/进气道一体化[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 103-107. (YANG Guo-cai. Review of Airframe/Inlet Intergration of Maneuver Fighter Aircraft [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(2): 103-107.)
- [ 8 ] 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2004.
- [ 9 ] 丁峰, 柳军, 沈赤兵, 等. 乘波概念应用于吸气式高超声速飞行器机体/进气道一体化设计方法研究综述[J]. *实验流体力学*, 2018, 32(6): 16-26.
- [ 10 ] 李宏新, 谢业平. 从航空发动机视角看飞/发一体化问题[J]. *航空发动机*, 2019, 45(6): 1-8.
- [ 11 ] Glasgow E R. Integrated Airframe-Nozzle Performance for Designing Twin-Engine Fighters [J]. *Journal of Aircraft*, 1974, 11(6): 354-362.
- [ 12 ] Nonweiler T R F. Aerodynamic Problems of Manned Space Vehicles [J]. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63(585): 521-528.
- [ 13 ] Guy R, Mackley E. Initial Wind Tunnel Tests at Mach 4 and 7 of a Hydrogen-Burning, Airframe-Integrated Scramjet [C]. Orlando: 4th International Symposium on Air Breathing Engines, 1979.
- [ 14 ] Boppe C. Elements of Computational Engine-Airframe Integration [C]. Reno: 22nd Aerospace Sciences Meeting, 1984.
- [ 15 ] Mace J L, Hankey W L. Review of Inlet/Airframe Integration Using Navier-Stokes Computational Fluid Dynamics [C]. Reno: AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting, 1984.
- [ 16 ] Shang J S. Numerical Solutions of the Compressible Navier-Stokes Equations [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1986.
- [ 17 ] Tinoco E N, Ghent A W. CFD Applications to Engine/

- Airframe Integration [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1986.
- [18] 黄笠舟, 施崇广, 郑晓刚, 等. 高超声速飞行器一体化方法研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(6): 28-34.
- [19] 徐大军, 孙冰, 徐旭, 等. 超燃冲压发动机一体化设计与优化方法研究[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 360-362. (XU Da-jun, SUN Bing, XU Xu, et al. Integrated Design and Optimization Method for Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5): 360-362.)
- [20] Cassidy P, Halley S M. Airframe/Engine Mechanical Integration for Hypersonic Airbreathing Aircraft[C]. Baltimore: Aircraft Design and Operations Meeting, 1991.
- [21] Schierman J, Lowell T. Analysis of Airframe/Engine Interactions for a Stovl Aircraft with Integrated Flight/Propulsion Control[C]. Hilton Head Island: Astrodynamics Conference, 1992.
- [22] Schmidt D, Schierman J, Garg S. Analysis of Airframe/Engine Interactions—An Integrated Control Perspective [C]. Orlando: 26th Joint Propulsion Conference, 1990.
- [23] 向先宏, 钱战森, 李雪飞, 等. 一种未来大型天地往返运输系统平台气动方案[J]. 宇航学报, 2019, 40(1): 9-18.
- [24] 凌文辉, 侯金丽, 韦宝禧, 等. 空天组合动力技术挑战及解决途径的思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2171-2176. (LING Wen-hui, HOU Jin-li, WEI Bao-xi, et al. Technical Challenge and Potential Solution for Aerospace Combined Cycle Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2171-2176.)
- [25] Conway S, Johansson J. Integrated Engine—Airframe Calculations Using CFD [C]. Salt Lake City: 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2001.
- [26] Sullins G, Billig F. Force Accounting for Airframe Integrated Engines [C]. San Diego: 23rd Joint Propulsion Conference, 1987.
- [27] Beele J, Desplas P, Perin R. Progress on Engine Airframe Integration—Aerospatiale's Experience in Onera's Large Wind Tunnels [C]. Springs: 25th Plasmadynamics and Lasers Conference, 1994.
- [28] 杨超, 赵黄达, 吴志刚. 吸气式高超声速飞行器热气动弹性研究进展[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(10): 1911-1923.
- [29] Zheng J L, Chang J T, Ma J C, et al. Modeling and Analysis for Integrated Airframe/Propulsion Control of Vehicles During Mode Transition of Over—Under Turbine—Based—Combined—Cycle Engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105462.
- [30] Ding F, Liu J, Huang W, et al. An Airframe/Inlet Integrated Full—Waverider Vehicle Design Using an Upgraded Aerodynamic Method [J]. *The Aeronautical Journal*, 2019, 123: 1135-1169.
- [31] Goodwin G B, Maxwell J R. Performance Analysis of a Hypersonic Scramjet Engine with a Morphable Waverider Inlet [C]. Atlanta: 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017.
- [32] Ferguson F, Dasque N, Dhanasar M, et al. Waverider Design, Analysis and Performance Evaluation [C]. San Diego: 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2016.
- [33] Bisek N J. High-Fidelity Simulations of the Hifire-6 Flow Path [C]. San Diego: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [34] He X. Progress in Waverider Inlet Integration Study [C]. Glasgow: 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2015.
- [35] Hank J, Murphy J, Mutzman R. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program [C]. Dayton: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [36] Walker S H, Sherk C J, Shell D, et al. The Darpa/Af Falcon Program: The Hypersonic Technology Vehicle #2 (Htv-2) Flight Demonstration Phase [C]. Dayton: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [37] Jackson K R, Gruber M R, Buccellato S. Mach 6-8+ Hydrocarbon-Fueled Scramjet Flight Experiment: The Hifire Flight 2 Project [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 36-53.
- [38] Li Y, Shi C, Zheng X, et al. Dual Waverider to Integrate External and Internal Flows [J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(3): 428-439.
- [39] You Y C, Zhu C, Guo J. Dual Waverider Concept for the Integration of Hypersonic Inward-Turning Inlet and Airframe Forebody [C]. Bremen: 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009.
- [40] Li Y, An P, Pan C, et al. Integration Methodology for Waverider-Derived Hypersonic Inlet and Vehicle Forebody [C]. Atlanta: 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2014.
- [41] Cui K, Hu S, Li G, et al. Conceptual Design and Aerodynamic Evaluation of Hypersonic Airplane with Double Flanking Air Inlets [J]. *Science China Technological Sciences*, 2013, 56(8): 1980-1988.
- [42] He X, Jialing L, Zheng Z, et al. Osculating Inward Turning Cone Waverider/Inlet (Oicwi) Design Methods and Experimental Study [C]. Tours: 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and

- Technologies Conference*, 2012.
- [43] Rodi P. Preliminary Ramjet/Scramjet Integration with Vehicles Using Osculating Flowfield Waverider Forebodies [C]. *New Orleans: 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2012.
- [44] He X, Le J, Wu Y. Design of a Curved Cone Derived Waverider Forebody [C]. *Bremen: 16th AIAA/DLR/DG-LR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2009.
- [45] Javaid K H, Serghides V C. Airframe-Propulsion Integration Methodology for Waverider-Derived Hypersonic Cruise Aircraft Design Concepts [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(4): 663-671.
- [46] O'brien T F, Lewis M J. Rocket-Based Combined-Cycle Engine Integration on an Osculating Cone Waverider Vehicle [J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(6): 1117-1123.
- [47] Takashima N, Lewis M J. Engine-Airframe Integration on Osculating Cone Waverider-Based Vehicle Designs [C]. *Lake Buena Vista: 32nd AIAA, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1996.
- [48] Tarpley C, Lewis M. Optimization of an Engine-Integrated Waverider with Steady State Flight Constraints [C]. *Reno: 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1995.
- [49] Stevens D. Practical Considerations in Waverider Applications [C]. *Hilton Head Island: Guidance, Navigation and Control Conference*, 1992.
- [50] Atamanchuk T, Sislian J, Dubebout R. An Aerospace Plane as a Detonation Wave Ramjet/Airframe Integrated Waverider [C]. *Orlando: AIAA 4th International Aerospace Planes Conference*, 1992.
- [51] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic Waverider Design from Given Shock Waves [C]. *Maryland: First International Hypersonic Waverider Symposium*, 1990.
- [52] Newberry C F. The Conceptual Design of Deck-Launched Waverider-Configured Aircraft [J]. *Aircraft Design*, 1998, 1(3): 159-191.
- [53] You Y, Liang D, Cai K. Numerical Research of Three-Dimensional Section Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet [C]. *Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008.
- [54] Bowcutt K, Haney J. Scramjet Flight Testing to Support Hypersonic Research Vehicle Aeropropulsion Performance [C]. *Reno: 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1995.
- [55] Wang X D, Wang J F, Lyu Z J. A New Integration Method Based on the Coupling of Multistage Osculating Cones Waverider and Busemann Inlet for Hypersonic Airbreath-  
ing Vehicles [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 126: 424-438.
- [56] 吕侦军, 王江峰. 多级压缩锥导/吻切锥乘波体设计与对比分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(11): 2103-2109.
- [57] Kontogiannis K, Taylor N J, Sobester A. Parametric Geometry Models for Hypersonic Aircraft: Integrated External Inlet Compression [C]. *San Diego: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
- [58] Volland R T, Huebner L D, McClinton C R. X-43A Hypersonic Vehicle Technology Development [J]. *Acta Astronautica*, 2006, 59(1-5): 181-191.
- [59] Mazhul I I, Rakhimov R D. Hypersonic Power-Law Shaped Waveriders in Off-Design Regimes [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(4): 839-845.
- [60] Cheng H K. Perspectives on Hypersonic Viscous and Nonequilibrium Flow Research [R]. *NACA-CR-190817*, 1992.
- [61] Golubkin V N. Hypersonic Flow Past Conical V-Shaped Wings [J]. *Fluid Dynamics*, 1996, 31(2): 768-774.
- [62] Glass J, Glass Z, Mackowski A, et al. Design and Analysis of a Single-Stage Hypersonic Concept for Ultra-Rapid Global Travel [C]. *Dayton: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2008.
- [63] Javaid K H, Serghides V C. Thrust-Matching Requirements for the Conceptual Design of Hypersonic Waverider Vehicles [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(4): 1055-1064.
- [64] Lobbia M, Suzuki K. Numerical Investigation of Waverider-Derived Hypersonic Transport Configurations [C]. *Orlando: 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2003.
- [65] Bradley M, Bowcutt K, McComb J, et al. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Two-Stage-to-Orbit (TSTO) Vehicle Study [C]. *Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2002.
- [66] 王卓, 钱翼稷. 乘波机外形设计 [J]. *北京航空航天大学学报*, 1999, 25(2): 180-183.
- [67] 南向军, 张堃元, 金志光. 乘波前体两侧高超声速内收缩进气道一体化设计 [J]. *航空学报*, 2012, 33(8): 1417-1426.
- [68] 吴颖川, 姚磊, 杨大伟, 等. 曲面乘波进气道非设计状态性能研究 [J]. *实验流体力学*, 2015, 29(4): 26-31.
- [69] 贺旭照, 周正, 倪鸿礼. 密切内锥乘波前体进气道一体化设计和性能分析 [J]. *推进技术*, 2012, 33(4): 510-515. (HE Xu-zhao, ZHOU Zheng, NI Hong-li. Integrated Design Methods and Performance Analyses of Osculating Inward Turning Cone Waverider Forebody In-



- let (OICWI) [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4): 510-515.)
- [70] 吴颖川, 贺元元, 余安远, 等. 展向截断面乘波压缩进气道气动布局[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(7): 1570-1575.
- [71] Sobieczky H, Zores B, Wang Z, et al. High Speed Flow Design Using the Theory of Osculating Cones and Axisymmetric Flows[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1999, 12(1): 1-8.
- [72] He X, Le J, Qin S. Design and Analysis Osculating General Curved Cone Waverider [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2017, 89(6): 797-803.
- [73] He X, Zhou Z, Qin S, et al. Design and Experimental Study of a Practical Osculating Inward Cone Waverider Inlet[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(6): 1582-1590.
- [74] 周正, 贺旭照, 卫锋, 等. 密切曲面锥乘波前体进气道低马赫数性能试验研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(8): 1455-1460. (ZHOU Zheng, HE Xu-zhao, WEI Feng. Experimental Studies of Osculating Inward Turning Cone Waverider Forebody Inlet(OICWI) at Low Mach Number Conditions [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(8): 1455-1460.)
- [75] 尤延铖, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. *推进技术*, 2006, 27(3): 252-256. (YOU Yan-cheng, LIANG De-wang, HUANG Guo-ping. Investigation of Internal Waverider-Derived Hypersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(3): 252-256.)
- [76] Li Y, Zheng X, Shi C, et al. Integration of Inward-Turning Inlet with Airframe Based on Dual-Waverider Concept[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106266.
- [77] Starkey R P, Lewis M J. Critical Design Issues for Air-breathing Hypersonic Waverider Missiles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 510-519.
- [78] Smith T R, Bowcutt K G. Integrated Hypersonic Inlet Design[P]. US: 8256706B1, 2012-09-04.
- [79] Maxwell J R, Goodwin G B. Shapeable Inlet Manifold for Hypersonic Scramjet [C]. *Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [80] Ding F, Liu J, Shen C B, et al. Novel Inlet-Airframe Integration Methodology for Hypersonic Waverider Vehicles [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 111(3): 178-197.
- [81] Ding F, Liu J, Shen C B, et al. Experimental Investigation of a Novel Airframe-Inlet Integrated Full-Waverider Vehicle[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(7): 2964-2976.
- [82] Edwards C, Small W, Weidner J, et al. Studies of Scramjet/Airframe Integration Techniques for Hypersonic Aircraft [C]. *Pasadena: 13th Aerospace Sciences Meeting*, 1975.
- [83] Siebenhaar A, Bogar T. The Impact of Round Combustors on TBCC Propulsion and Hypersonic Cruise Vehicles [C]. *Canberra: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2006.
- [84] Spaid F W, Keener E R, Hui F C L. Experimental Results for a Hypersonic Nozzle/Afterbody Flow Field [R]. *National Aeronautics and Space Administration*, 1995.
- [85] Moses P L, Rausch V L, Nguyen L T, et al. NASA Hypersonic Flight Demonstrators—Overview, Status, and Future Plans[J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55(3): 619-630.
- [86] Lederer R, Krueger W. Nozzle Development as a Key Element for Hypersonics [C]. *Munich: 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference*, 1993.
- [87] Lv Z, Xu J, Mo J. Design and Analysis on Three-Dimensional Scramjet Nozzles with Shape Transition [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71(2): 189-200.
- [88] Ishiguro T, Takaki R, Mitani T, et al. Three-Dimensional Analysis of Scramjet Nozzle Flows [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(4): 540-545.
- [89] Mitani T, Ueda S, Tani K, et al. Validation Studies of Scramjet Nozzle Performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(5): 725-730.
- [90] Gruhn P, Henckels A, Kirschstein S. Flap Contour Optimization for Highly Integrated Sern Nozzles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2000, 4: 555-565.
- [91] 高太元, 崔凯, 王秀平, 等. 三维后体/尾喷管一体化构型优化设计及性能分析[J]. *科学通报*, 2012, 57(4): 239-247.
- [92] Zhang P, Xu J, Quan Z, et al. Effects of Nonuniform Mach-Number Entrance on Scramjet Nozzle Flowfield and Performance [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 129(4): 201-210.
- [93] Hirschen C, Gülhan A. Influence of Heat Capacity Ratio on Pressure and Nozzle Flow of a Scramjets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(2): 303-311.
- [94] Stalker R J, Truong N K, Morgan R G, et al. Effects of Hydrogen-Air Non-Equilibrium Chemistry on the Performance of a Model Scramjet Thrust Nozzle [J]. *The Aeronautical Journal*, 2004, 108: 575-584.
- [95] Candon M J, Ogawa H. Thrust Augmentation Optimization Through Supersonic After-Burning in Scramjet Engine Nozzles via Surrogate-Assisted Evolutionary Algorithms [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 116(3): 132-47.
- [96] Damira S, Marathe A, Sudhakar K, et al. Parametric Optimization of Single Expansion Ramp Nozzle (Sern) [C]. *Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.

- [97] Jianping L, Wenyan S, Ying X, et al. Influences of Geometric Parameters upon Nozzle Performances in Scramjets [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2008, 21(5): 506–511.
- [98] Huang W, Wang Z-G, Ingham D B, et al. Design Exploration for a Single Expansion Ramp Nozzle(SERN) Using Data Mining[J]. *Acta Astronautica*, 2013, 83(3): 10–17.
- [99] Goel T, Vaidyanathan R, Haftka R T, et al. Response Surface Approximation of Pareto Optimal Front in Multi-Objective Optimization [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2007, 196(4): 879–893.
- [100] Deb K, Agrawal S, Pratap A, et al. A Fast Elitist Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm for Multi-Objective Optimization: NSGA-II [C]. *Paris: Proceedings of the 6th International Conference on Parallel Problem Solving from Nature*, 2000.
- [101] 苗萌, 曾鹏, 阎超. 基于替代模型的三维后体尾喷管优化设计[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(5): 641–646.
- [102] 贺旭照, 倪鸿礼, 周正, 等. 吸气式高超声速飞行器三维后体尾喷管优化设计[J]. *推进技术*, 2009, 30(6): 687–690. (HE Xu-zhao, NI Hong-li, ZHOU Zheng, et al. 3D Afterbody Nozzle Optimization of Air-Breathing Hypersonic Vehicle [J]. *Journal of Propulsion and Technology*, 2009, 30(6): 687–690.)
- [103] Yu K, Chen Y, Huang S, et al. Inverse Design Method on Scramjet Nozzles Based on Maximum Thrust Theory [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 166(3): 162–171.
- [104] Otter J J, Goulos I, Christie R, et al. Design and Analysis of Non-Axisymmetric Installed Aero-Engine Exhaust Systems [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 10621.
- [105] 邓艳丹, 黄生洪, 杨基明, 等. 一种X-51A相似飞行器模型的气动特性初探[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(3): 376–387.
- [106] 余华峰, 刘宏康, 陈树生, 等. 类X-51A飞行器非定常湍流精细模拟[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(3): 624–632.
- [107] Kuroda S. Numerical Simulation of Supersonic Flow around Space Plane for Airframe-Engine Integration [C]. *Reno: 31st Aerospace Sciences Meeting*, 1993.
- [108] Gusev V, Blagoveshchenskij N, Zadonskij S. The Integration of a Hypersonic Vehicle Airframe with an Air-breathing Engine [C]. *Munich: 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference*, 1993.
- [109] Ferguson F, Dasque N, Dhanasar M, et al. An Aerodynamic Analysis of the Generic Hypersonic Vehicle [C]. *Kissimmee: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018.
- [110] Skira C A. Reducing Military Aircraft Engine Development Cost Through Modeling and Simulation [C]. *Paris: RTO-AVT Symposium on “Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost Through Advanced Modelling and Virtual Simulation”*, 2002.
- [111] Dharavath M, Manna P, Chakraborty D. Computational Fluid Dynamics Simulation of Tip-to-Tail for Hypersonic Test Vehicle [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1370–1379.
- [112] Dharavath M, Manna P, Chakraborty D. Tip-to-Tail Numerical Simulation of a Hypersonic Air-Breathing Engine with Ethylene Fuel [J]. *Acta Astronautica*, 2016(128): 107–118.
- [113] Bowcutt K, Kuruvila G, Grandine T, et al. Advances in Multidisciplinary Design Optimization Applied to Hypersonic Vehicles to Achieve Performance Closure [C]. *Dayton: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2008.
- [114] Yao W, Liu H, Xue L, et al. Performance Analysis of a Strut-Aided Hypersonic Scramjet by Full-Scale IdDES Modeling [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021(117): 1–14.
- [115] Yao W. Nonequilibrium Effects in Hypersonic Combustion Modeling [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2022(1): 1–17.
- [116] Slotnick J, Khodadoust A, Alonso J, et al. CFD Vision 2030 Study: A Path to Revolutionary Computational Aerosciences [R]. *USA: National Aeronautics and Space Administration*, 2014.

(编辑:白鹭)