

基于超燃冲压发动机的 HIFiRE 项目 飞行试验研究进展

邓 帆^{1,4}, 尘 军², 谢 峰^{3,4}, 刘 辉²

- (1. 北京零壹空间科技有限公司 总体控制部, 北京 100080;
2. 中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076;
3. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
4. 谢菲尔德大学 机械工程学院, 英国 谢菲尔德 S1 3JD)

摘 要: 飞行器在临近空间内的气动特性及发动机性能一直是各国高超声速项目研究的重点,为探索边界层转捩、激波边界层相互作用以及气动加热效应,美澳牵头于 2006 年联合启动了 HIFiRE 项目,采用探空火箭发射进行重点技术验证的模式开展了系列创新性研究。项目重点关注 20~38 km 空域,4~8 速域飞行马赫数,试验方案通过单项验证、系统集成的思路逐步深入,将一体化设计的乘波体从无动力滑翔推进到有动力巡航,最终完成带超燃冲压发动机高升阻比飞行器的总体性能测试。研究结果表明:①试验飞行器的边界层转捩高度在 35~25 km;②乘波体飞行器在飞行马赫数为 7 时最大升阻比为 5.6;③超燃冲压发动机的飞行试验中,在 86.2 kPa 的恒定动压下,飞行马赫数从 5.5 加速到 8.5,试验中发动机实现了从亚燃到超燃的模式转换。

关 键 词: HIFiRE 项目; 乘波体; 超燃冲压发动机; 气动/推进一体化; 巡航飞行器

中图分类号: V211.7; V423.9 **文献标志码:** A

Research progress on flight tests of HIFiRE project based on scramjet

DENG Fan^{1,4}, CHEN Jun², XIE Feng^{3,4}, LIU Hui²

- (1. General Control Department,
One Space Science and Technology Corporation Limited, Beijing 100080, China;
2. Science and Technology on Space Physics Laboratory,
China Academy of Launch Vehicle Technology,
China Aerospace Science and Technolgy Corporation, Beijing 100076, China;
3. Hypersonic Aerodynamics Research Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
4. Department of Mechanical Engineering,
University of Sheffield, Sheffield S1 3JD, United Kingdom)

Abstract: The aerodynamic characteristics and engine performance of the vehicle in the nearspace have been the focus of the research on the hypersonic projects in various countries. To explore the boundary layer transition, the shock boundary layer interaction and the aerodynamic heating effect, America and Australia led a project called HIFiRE in 2006 and inves-

收稿日期: 2016-08-25
基金项目: 留学基金委航天国际化创新型人才培养项目(留金法[2015]5138)
作者简介: 邓帆(1982—),男,高级工程师,博士,主要从事飞行器设计研究。

引用格式: 邓帆,尘军,谢峰,等. 基于超燃冲压发动机的 HIFiRE 项目飞行试验研究进展[J]. 航空动力学报,2018,33(3):683-695.
DENG Fan, CHEN Jun, XIE Feng, et al. Research progress on flight tests of HIFiRE project based on scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 683-695.

tigated a series of innovation for this kind of vehicles by using sounding rocket to verify key techniques. Height range 20—38 km and speed range flight Mach number 4—8 were the major concerns. Flight test scheme was arranged with the method of single technology verification and system integration. With the combination of propulsion system, the gliding waverider carried out cruise flight, at last, overall performance of high lift-to-drag ratio vehicle with scramjet was tested at hypersonic speed. The results showed that: (1) the boundary layer transition height of the test vehicle was in the range of 35~25 km; (2) the maximum lift-to-drag ratio of waverider-body vehicle at flight Mach number 7 was 5.6; (3) during the flight test of scramjet, the speed of the vehicle was accelerated from flight Mach number 5.5 to flight Mach number 8.5 at a constant dynamic pressure of 86.2 kPa, and the engine realized mode transition from sub combustion to super combustion.

Key words: HIFiRE project; waverider; scramjet; aerodynamics/propulsion integration; cruise vehicle

为应对 21 世纪全球形势的军事战略,美国国防部(DoD)将重心转移到远程高速精确打击武器的研发上^[1],按照美国空军科学研究局(AFOSR)的规划,高速空气动力学方面的关键点主要是湍流、边界层、激波/边界层干扰以及热化学非平衡流,支撑此类基础研究的项目主要有高超声速国际飞行研究试验(hypersonic international flight research experimentation program, HIFiRE)、再入稳定性研究(STAR)以及国家高超声速基础研究计划(NHFRP),其中 HIFiRE(最初名为高超声速基础研究-FRH)由美国空军研究实验室(AFRL)和澳大利亚国防科技机构(DSTO)牵头,承担机构包括昆士兰大学(UQ)、波音公司鬼怪工程部(Boeing Phantom Works)、英国宇航公司澳大利亚分公司(BAE Systems Australia)、美国国家航空航天局兰利研究中心(NASA Langley Research Center)、以及德国宇航中心(DLR)等机构。该项目启动于 2006 年,预计通过 8 年时间开展 10 次飞行试验,旨在采用“经济、可行、原理性试验手段”研究重要的高超声速现象,从而加速远程精确打击飞行器的技术发展,项目结束时预计达到技术成熟度 TR6(在相关环境中已被证明的系统原型)。

目前仅剩验证控制系统的 HIFiRE-6 以及验

证总体方案的 HIFiRE-8 两次飞行试验。本文根据美澳在项目基础研究上形成的相关资料,对技术发展路线和已完成的飞行试验数据进行分析,梳理 10 年来 HIFiRE 项目的研究进展和主要成果,以期对带动力高超声速飞行器总体方案设计以及关键技术的研究有借鉴意义。

1 项目概况

在近空间的飞行器方案设计中,通常采用数值模拟和风洞试验相结合的手段开展性能评估,而对于带动力的高超声速飞行,高空大气环境、长时间极端热环境以及复杂的化学应对飞行器的影响则需要通过飞行试验进行最终验证。

在飞行器总体方案规划中,需要首先解决气动布局、动力、控制三方面的基本问题,HIFiRE 项目围绕此专题设计了针对性的系列飞行试验^[2]。其中对于气动基础问题和布局设计的研究试验包括 HIFiRE-1、HIFiRE-5、HIFiRE-4,对推进系统的研究为 HIFiRE-2、HIFiRE-3、HIFiRE-7,高速飞行器控制系统的设计验证是 HIFiRE-4、HIFiRE-6。在此过程中,在 HIFiRE-2、HIFiRE-5、HIFiRE-6 试验中还验证了结构材料的特性,具体情况如表 1 所示。

表 1 HIFiRE 项目飞行试验概况
Table 1 General situation of HIFiRE project flight test

飞行试验序号	负责机构	研究内容	发射场地	探空火箭	飞行状态	飞试时间	飞试结果
HIFiRE-0	DSTO	软硬件系统、传感器及地面遥测系统、重新定位能力	WTR	“猎犬”	带飞	2009-05-07	基本成功
HIFiRE-1	AFRL	圆锥体边界层转捩、激波/边界层干扰	WTR	“猎犬”	带飞	2010-03-22	基本成功

续表

飞行试验序号	负责机构	研究内容	发射场地	探空火箭	飞行状态	飞试时间	飞试结果
HIFiRE-2	AFRL	二元超燃冲压发动机模态转换	PMRF	“黄鹂”	带飞	2012-05-01	成功
HIFiRE-3	DSTO	轴对称超燃冲压发动机 “RF”燃料注入技术	ARR	VS-30 “猎户”	带飞	2012-09-13	成功
HIFiRE-4	DSTO	乘波体滑翔飞行器布局设计 及飞行控制策略	WTR	VS-30	自由飞	2015-10	成功
HIFiRE-5	AFRL	三维效应下椭球锥转捩、 C/C-SiC 材料性能	ARR	VS-30 “猎户”	带飞	2012-04-23	失败
HIFiRE-5B	AFRL	三维效应下椭球锥转捩、 C/C-SiC 材料性能	WTR	VS-30 “猎户”	带飞	2016-05-18	基本成功
HIFiRE-6	AFRL	采用 AFCS 技术的高超声速 飞行器机动性能	SNI	“黄鹂”	自由飞	计划 2018	
HIFiRE-7	DSTO	三维 REST 超燃冲压发动机	ARR	VS-30	自由飞	2015-03-30	失败
HIFiRE-8	DSTO	气动/动力一体化飞行器 30 s 可控巡航飞行	WTR	VS-40	自由飞	计划 2018	

注:WTR 为澳大利亚武麦拉试验场;PMRF 为美国太平洋导弹靶场;ARR 为挪威的安道亚火箭靶场;SNI 为美国圣尼古拉斯岛靶场。“猎犬”为美国 Terrier-Orion 二级火箭;“黄鹂”为美国 Terrier-Terrier-Oriole 三级火箭;VS-30“猎户”为巴西 VS-30 Orion 二级火箭;VSB-30 为巴西 VSB-30 二级火箭;VS-40 为巴西 VS-40 二级火箭。

2 关键技术发展

2.1 高超声速转捩研究及乘波体设计

飞行器在近空间范围飞行,大气密度、速度以及姿态等的变化均会直接影响机体壁面上气流的流动状态,最明显的改变体现在气动阻力和气动热上。转捩是指边界层流动从层流转变为湍流的空气动力学现象,诱发因素包括来流雷诺数、大气环境、飞行器的表面粗糙度等。转捩现象将引发飞行器表面摩擦力、加热速率的剧烈变化,显著增大飞行阻力和气动热载荷,对飞行状态和热防护系统的性能构成巨大压力。

HIFiRE-0 试验中在 19 km 高度出现不稳定状态,到 23 km 高度发生滚转导致未完成全部试验目标,为逐步探索边界层转捩的机理,开展了 HIFiRE-1、HIFiRE-5 两次飞行试验,其中 HIFiRE-1 外形为 7°半锥角的圆锥体,如图 1 所示,长为 2.13 m,端头半径为 2.5 mm,前体锥面验证飞行条件下的转捩,尾段 33°外扩的圆柱用于测试激波/边界层干扰产生的气动热^[3-6],飞行试验中弹上 GPS(global positioning system)未能启动。

HIFiRE-1 上升段保持飞行攻角 $\alpha=0^\circ$ (角度变化在 2° 以内),来流马赫数 $Ma_\infty=5.2$,转换雷

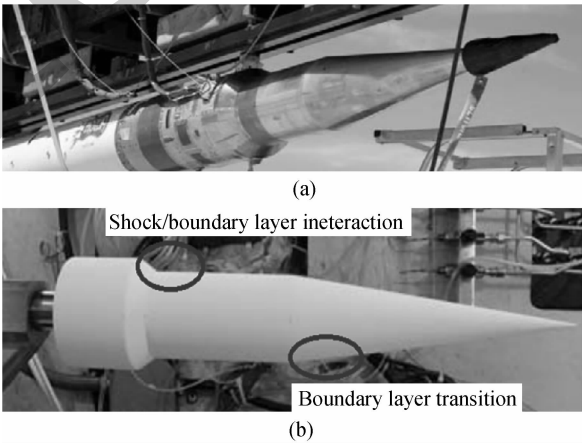


图 1 HIFiRE-1 气动外形

Fig. 1 Aerodynamic shape of HIFiRE-1

诺数 $Re_x=1.1\times10^7$ 时由第二模态失稳诱发转捩。在大气层外进行姿态调整定向机动时出现异常,导致飞行器以 40° 大攻角再入,试验段内攻角从 20° 减小到 2° 。横流失稳导致的转捩过程中背风面先于迎风面转捩,起始状态 $Ma=7, \alpha=13^\circ, Re_x=3.1\times10^6$,根据试验段状态 CFD 复现分析,如图 2 所示,大攻角下二次横流分离,由于反旋横流分离涡对的自诱导速度,在背风区对称面沿轴向涡流逐渐远离壁面,判断转捩可能是由飞行器

两侧卷起的反向旋涡在对称平面上相互作用诱发^[7],而迎风面 $Re_x=6.0\times10^6$,方位平均转捩雷诺数为 4.9×10^6 ,比较而言,地面试验显示的转捩雷诺数偏低,数值模拟显示的背风面温度偏高^[8]。从地面比对试验分析,对于小攻角下的尖锥外形,随攻角增加迎风面转捩位置后移,背风面前移;端头钝度增加后,迎、背风面转捩均随攻角增大而前移,背风面转捩前移速度快于迎风面^[9]。

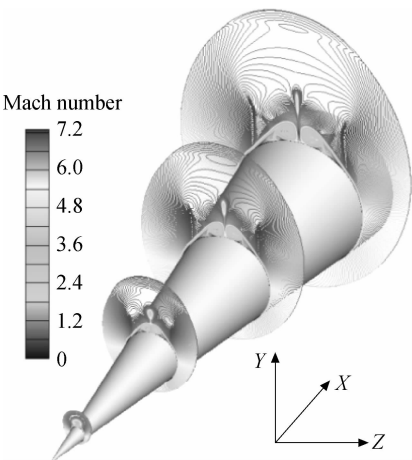


图 2 HIFiRE-1 圆锥段马赫数分布图^[10]

Fig. 2 Mach number contours of conical section of HIFiRE-1^[10]

由于试验段数据为大攻角状态,难以拆分出激波/边界层干扰的数据,因此提取上升段小攻角状态,验证数值算法在表面压力和热交换预测上的准确度。在试验飞行器后体扩张段区域,从层流到湍流的转捩过程中,加热现象以及压力增加明显,如图 3 所示,横坐标 x 表示飞行器轴向位置,表面传热系数 h 在转捩后上升 4 倍,采用不可压缩性修正的 shear stress transport(SST)湍流模型能有效预测热交换,而对于激波/边界层干扰区

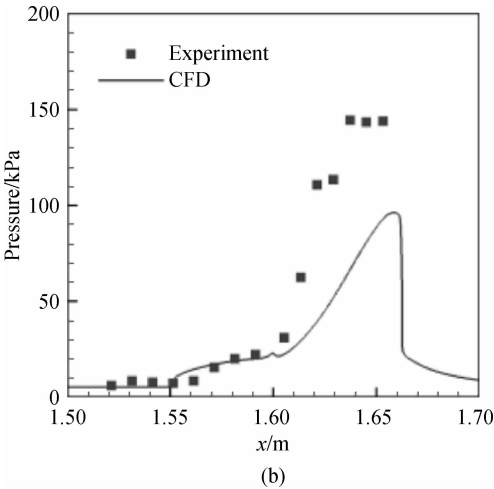
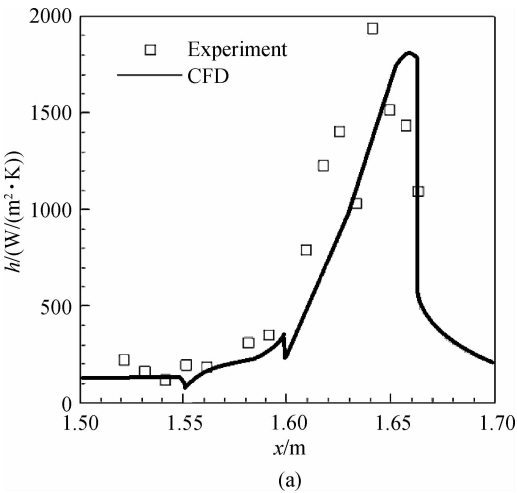


图 3 HIFiRE-1 激波/边界层干扰^[11]

Fig. 3 Shock/boundary layer interaction of HIFiRE-1^[11]

域的压力预测数值结果偏低^[11]。

为研究三维效应下高速阶段转捩的影响,HIFiRE-5 试验飞行器设计为小钝头椭圆锥,如图 4 所示,截面长短轴之比为 2 : 1,长为 0.86 m,底部主轴直径为 431.8 mm,过渡到直径为 355.6 mm 的圆截面,与升力体布局有更大的相似性,过渡段上有鸭式舵,用于验证尖前缘 C/C-SiC 陶瓷结构舵面的材料特性^[12]。

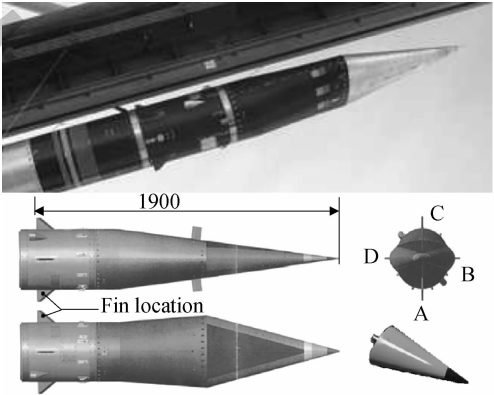


图 4 HIFiRE-5 气动外形(单位:mm)

Fig. 4 Aerodynamic shape of HIFiRE-5 (unit:mm)

飞行试验前针对椭圆锥的数值模拟显示,HIFiRE-5 主要有两种转捩模式:沿中心线的第二模态波以及前缘和中心线之间的横流涡^[13]。抛物化稳定性方程(PSE)方法预示在高度 $H=28.3\text{ km}$, $Re_x=3.7\times10^6$ 时出现转捩^[14]。普渡大学静风洞的试验判断在飞行试验的高雷诺数阶段,飞行器中心线上的转捩雷诺数 $Re_x=3.0\times10^6$,雷诺数在 10^7 量级, $\alpha=0^\circ$ 时出现中心线转捩和横流转捩,如图 5 所示,图中横、纵坐标 x 、 y 分

别代表飞行器的轴向及展向位置。右侧比色卡表示试验开始前后飞行器表面局部的无量纲温度差,温度升高明显的地方表示层流到湍流的转捩,随着攻角(α)的增大横流转捩消失^[15-16]。

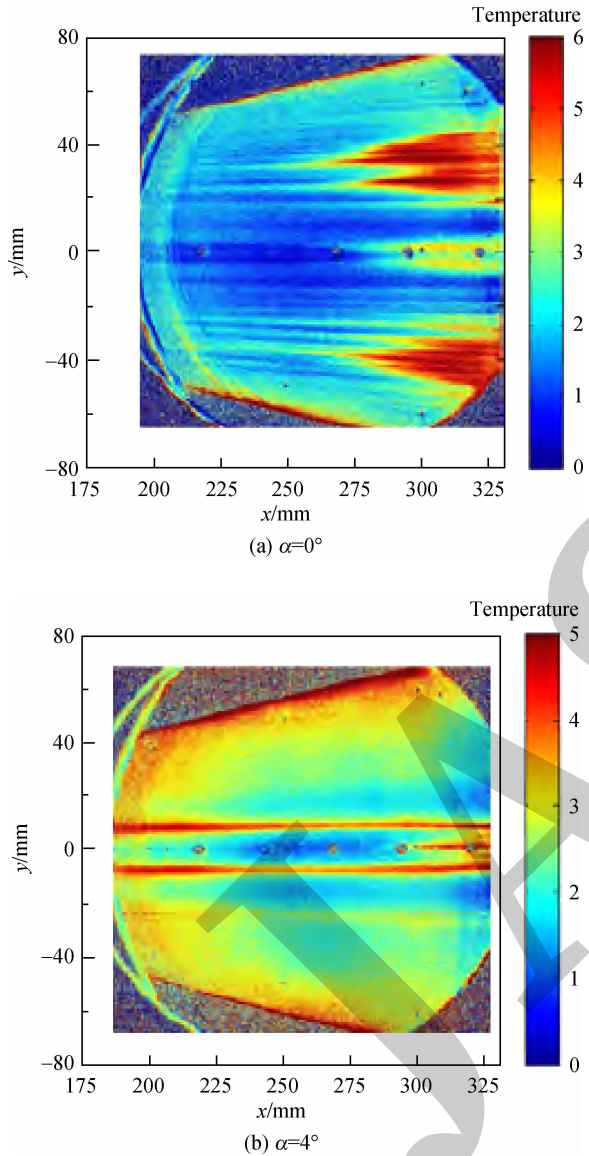


图 5 HIFiRE-5 红外热成像图($Ma_\infty=6$)^[16]

Fig. 5 Infrared radiation images of HIFiRE-5 ($Ma_\infty=6$)^[16]

飞行试验中由于二级火箭发动机未点火成功导致试验失败,只获得了超声速气动数据。上升阶段热电偶温度测量系统结果显示,由前缘引发的横向流动诱导转捩雷诺数 $Re_x=3.4\times10^6$,后段转捩雷诺数 $Re_x=1.21\times10^7$;下降过程中 $Ma_\infty=2.4\sim2.7(\alpha<2^\circ)$ 时发生转捩,转捩位置从试验飞行器后段向前段推进,后段转捩雷诺数 $Re_x=1.06\times10^7$,前段转捩雷诺数 $Re_x=4.0\times10^6$,中心线位置先于前缘处发生转捩^[17]。在转

捩机理中,第二模态占主导地位。同时,在超声速阶段,转捩后区域数值预测的热交换值比飞行数据低 30%^[18]。

图 6 中 HIFiRE-5($Ma_\infty=6, Re_x=9.8\times10^6$) 小攻角流场模拟显示,低动量边界层流体被推向背风区对称面,两侧流体挤压汇聚形成增厚的边界层,从表面极限流线可见,最终形成经典的有横流分离线的涡结构,在横向压力梯度的持续作用下,外侧出现二次涡结构^[10,19-20],随着攻角增加,相比较前缘位置,中心线处的静压增大,压力梯度的变化造成迎风面的横流涡逐渐消失,这与 HIFiRE-1 的流场发展趋势(圆锥外形随着攻角的增加横流增大)相反。

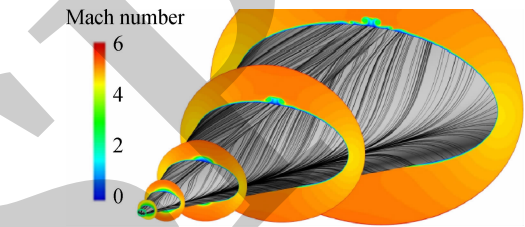


图 6 椭圆锥边界层转捩^[10]

Fig. 6 Boundary layer transition of elliptic cone^[10]

在 HIFiRE-5B 飞行试验中,上升段试验正常,飞行马赫数最大达到 7.5,最大飞行高度为 278 km,试验飞行器在 30 km 高度采集气动力/热数据后,由于舵面烧蚀产生滚转失控,评估为对缝隙流动以及激波边界层干扰产生的气动加热预示不到位致使防隔热材料剥落造成。

HIFiRE-4 在密切锥面乘波体布局的基础上,设计了自适应飞行控制系统(AFCS)^[21],主要测试乘波体外形大气层外分离及姿态调整,高超声速助推滑翔飞行器大气层内的姿态控制能力^[22],并验证高超声速飞行器设计和分析工具。

在方案设计中,采用了 DSTO 和 Boeing 开发的两套控制策略^[23],应用于相同外形的两个飞行器上,如图 7 所示。载荷“背靠背”固定在整流罩内,在 112 km 高度抛罩分离后,采用尾部四喷嘴冷流推进器进行再入前的姿态调整,弹道最高点 292 km。下降到 88 km 时转换为空气舵控制,在 29.5 km 高度弹道倾角为 -70° ,通过气动控制 25° 大攻角拉起至 33 km,在 30 s 内飞行马赫数从 8 降为 4,在高度 27 km 以 6° 攻角实现水平滑翔,后两个飞行器开展各自机动,DSTO 飞行器控制实现大攻角拉起,经过 25° 的飞行路径角度变化结束任务,Boeing 飞行器调整角度继续拉起机动

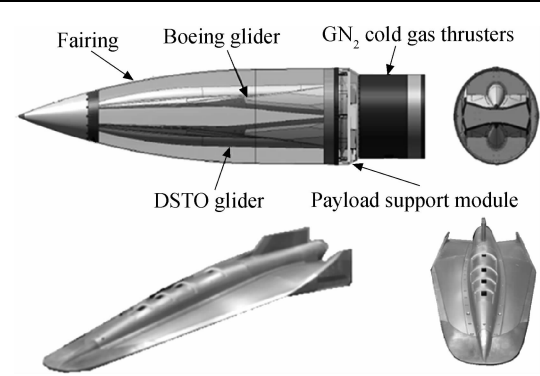


图 7 整流罩内飞行器安装方式

Fig. 7 Installation of vehicle in the fairing

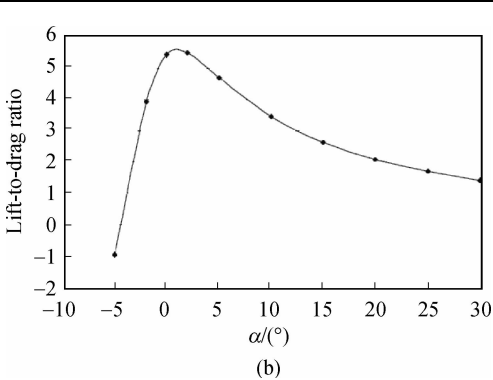


图 8 乘波体气动特性数值评估^[23]

Fig. 8 Numerical evaluation of waverider aerodynamic characteristics^[23]

直至水平滑翔,并最终返回发射场。

乘波体长为 1.989 m,宽为 0.512 m,底部平面高为 0.289 m,重心位置 $X_{cg}=0.586$,整流罩直径为 750 mm。主翼外沿截断以适应整流罩边界尺寸,两侧的竖直平面在保证航向稳定性的同时可防止翼尖三维效应产生泄压而造成的升力损失,更好体现出乘波体的高升阻比优势。气动外形由 Boeing 开发的优化软件设计,以无黏欧拉数值方法搭配摩阻修正的方式搭建气动数据库,其中层流摩阻采用基于压缩性修正的 Blasius 方程,湍流摩阻为 van Driest II 方法,通过与 N-S 数值模拟方法的比对,验证了修正方法的精确度,如图 8 所示,分别列出了数值方法对升阻系数的影响以及随攻角增加时升阻比的变化规律,在乘波体 $Ma_{\infty}=7$ 在 5° 攻角附近达到 5.6 的最大升阻比,在进行大攻角机动时 2 左右的升阻比也与常规旋成体外形相当。

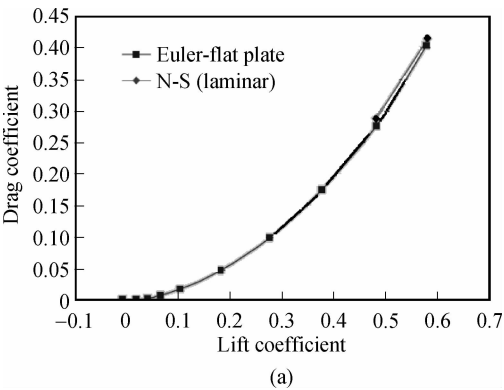
整个布局设计过程中未开展风洞试验,飞行控制系统的设计以数值模拟结果为基础。飞行器气动布局设计点马赫数为 7,气动控制由尾部两片后缘舵执行,纵向中立稳定,航向及横向静稳定设计。控制设计要求在 5° 侧滑内保证可控,并且通过舵面差动实现 10° 的航向操控能力,控制设

计时考虑 25% 的气动偏差带,在拉起过程中升降舵舵偏 -7° ,滑翔过程逐渐增加到 6° ,飞行全程最大铰链力矩为 $200\text{ N}\cdot\text{m}$ 。乘波体的设计使得类似 FLAP 舵形式气动舵的缺点可以得到一定程度的弥补,迎面面体身沿轴线整体下压,后缘气气动舵一体化安装在保持对气流的有效压缩的同时,舵面负舵偏作动时局部高压区域的气体膨胀明显,可有效改变纵向力矩从而实现对压心位置的调节。这类乘波体的特点是背部立尾在高速小攻角阶段可有效提供航向稳定性,随飞行马赫数的降低及攻角的增大效果逐渐变弱。

2.2 超燃冲压发动机设计及性能验证

先进推进技术是支撑高速临近空间飞行器实现长时间巡航、远程快速到达和对地精确打击的核心技术。超燃冲压发动机作为 HIFiRE 项目的推进系统,在飞行试验中设计了 HIFiRE-2、HIFiRE-3、HIFiRE-7 来考核进气道、燃烧室以及尾喷管的设计及工作性能。

HIFiRE-2 的主要目标是实现超燃冲压发动机从双模态到超燃模态的转换,评估碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室的工作性能^[24-25]。方案设计中前两级助推通过延迟点火和重力转弯压低弹道,爬升到适当的高度,第三级带着有效载荷进行无动力滑翔,进入试验段然后三级点火,在 86.2 kPa 的恒定动压下将飞行马赫数从 5.5 加速到 8.5,攻角与侧滑角范围在 2° 以内,试验中发动机实现从亚燃到超燃的模式转换。进气道设计主要影响边界层发展以及内流道的激波结构,如图 9 所示,前体压缩角为 7° ,来流捕获高度为 228.6 mm,设计了距前缘端头 381 mm 的强制转捩带,喉道高度为 25.4 mm,在保证对来流的压缩性满足出口马赫数要求的前提下,尽量避免边界层分



(a)

离以及限制横向溢流造成的流量系数损失^[26],二元进气道设计时要求飞行马赫数为 5.5 能起动,并且在飞行马赫数为 8,动压为 47.8 kPa,攻角为 $\pm 2^\circ$ 能正常工作^[27]。

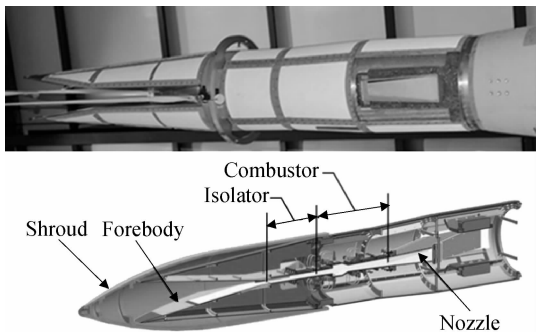


图 9 双模态超燃冲压发动机
Fig. 9 Dual-mode scramjet

飞行器在飞行马赫数为 5.2 时抛掉整流罩,进气道在飞行马赫数为 5.5 时起动,飞行马赫数为 6.0 时进行燃料喷射及点火,在模式转换过程中,由激波边界层干扰诱发的边界层分离占主导,随飞行马赫数增加,一级喷射器射流的干扰导致火焰稳定性下降,并迅速扩散到下游,影响凹腔内的流动和燃烧模式^[28-29]。

在对推进系统的地面试验评估中发现^[30-31],双模态阶段的特点是大尺度的流动分离,亚燃区域中存在超声速流动。在主燃料喷射点上游出现燃烧引起的压力上升,超燃模式的特点是超声速

燃烧流动,大尺度流动分离消失,压力上升现象迅速减小。

为摸清飞行试验模式转换过程中化学反应下发动机燃烧室内的流动现象,采用大涡模拟 (LES) 对飞行状态进行了数值复现^[32-33],瞬时马赫数分布显示超燃模式阶段发动机的核心区域均为超声速流动,亚声速流动区域局限在凹腔及第二喷射点下游,在双模式阶段,燃烧室内的激波串向上游扩散到隔离段,燃烧室的大部分区域为亚声速流动,并向发动机的中心区域延伸,一级喷射器上游存在明显的回流区,如图 10 所示,在燃烧室上游存在连续的预燃激波串,CO 体积分数显示出两种模式下一级喷射燃料燃烧反应的不同,双模式时 CO 体积分数在一级喷射器的下游急剧升高,然后在凹腔内又迅速减小;超燃模式时 CO 主要集中于凹腔内,二级喷射器下游 CO 的体积分数和发展趋势两者差别不大。

HIFiRE-3 有效载荷为轴对称外形的推进系统,如图 11 所示,三级压缩内转式锥形进气道,内收缩比达到 4.6,需要机械变几何泄压装置实现启动,采用“RF (radical farming)”燃料注入技术^[34],通过飞行试验验证氢燃料超燃冲压发动机高收缩比进气道以及燃烧室的性能。有效载荷由两级火箭助推,弹道高点 345km,下降过程中二级火箭带飞,在试验段(高度 $H=20.5\sim 32\text{ km}$)加速到飞行马赫数为 8。

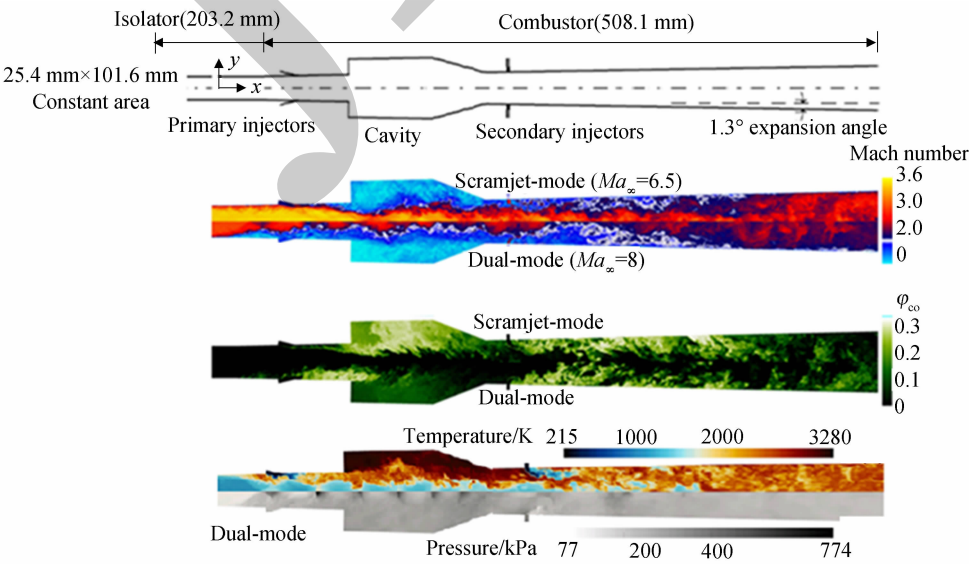


图 10 瞬时参数等值线^[32]

Fig. 10 Contours of instantaneous parameters^[32]

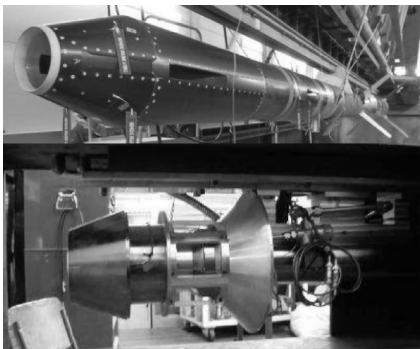


图 11 采用“RF”技术的超燃冲压发动机
Fig. 11 Scramjet with “RF”

动力系统要实现飞行器气动/推进一体化设计,外形尺寸和阻力特性对总体方案影响较大,“RF”燃料注入技术从进气道压缩面喷射燃料,使其在进入燃烧室前就与空气充分混合^[35-37],如图 12 所示,激波串和膨胀区沿着燃烧室扩散,形成高温高压菱形区域,不仅有助于加速点火,而且能实现更大面积的燃烧,从而可缩短燃烧室长度,有效减小内通道摩擦阻力;地面试验压力分布显示在燃烧室以及推力喷管位置出现燃烧引起的压力上升,进气道低收缩比时也能成功点火,高收缩比时未出现发动机壅塞^[38-40]。

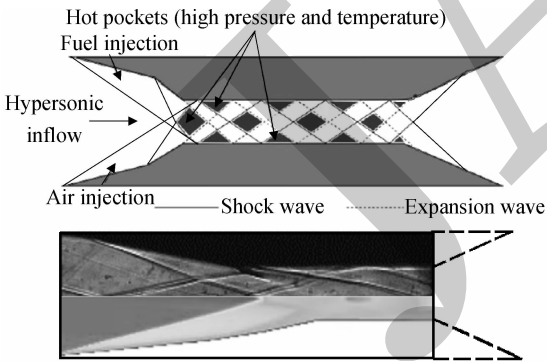


图 12 “RF”技术原理^[35]
Fig. 12 Technical principle of “RF”^[35]

HIFiRE-7 主要用于验证采用方转圆 (rectangular-to-elliptical shape transition, REST) 进气道的超燃冲压发动机在高空的起动能力^[41],测量其在滑翔飞行段的推力性能,为 HIFiRE-8 实现推进系统与气动外形的一体化设计做准备。有效载荷长为 1.695 m,如图 13 所示,尾裙张角为 16.67°,弹道规划与 HIFiRE-4 相似,载荷由助推送入亚轨道,载入大气后进入试验段^[42],飞行马赫数为 8.5,高度为 25.8~33.7 km,动压保持为

50 kPa,试验中在弹道上升段和大部分的再入段工作正常,但在试验窗口期间,地面未接收到遥测信号,试验失败,后续 HIFiRE-7B 在试验准备阶段。

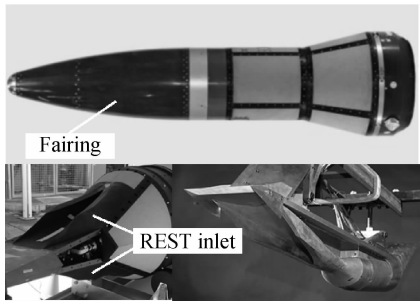


图 13 REST 进气道
Fig. 13 REST inlet

REST 进气道采用矩形捕获截面,然后平滑过渡到椭圆形喉部及椭圆形燃烧室^[43-44],为尽可能减少气动力和推力的轴向不对称性,两个进气道“背靠背”对称分布^[45-46],同时其流道中燃烧反应同步进行,为保证载荷在试验窗口期间的稳定性,HIFiRE-7 设计有气动裙部。在进气道的设计上,如图 14 所示,通过后掠进气道侧壁和在迎风面唇口开槽达到自然泄压的效果,并针对边界层厚度进行了优化设计,激波风洞试验显示在 $Ma_\infty = 7.6$, $H = 29$ km,攻角为 2°以内,燃烧室内可实现稳定燃烧^[47]。虽然收缩比是 HIFiRE-3 进气道的近 2 倍,仍可实现自起动。

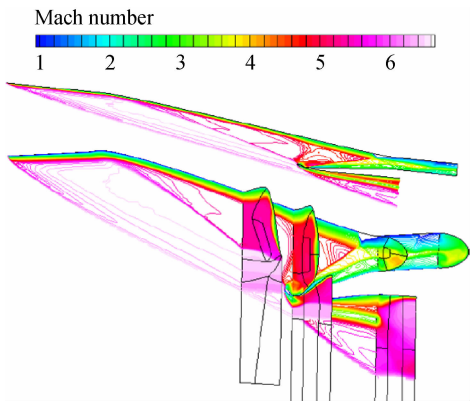


图 14 马赫数分布图 ($Ma_\infty = 8$)^[45]
Fig. 14 Contours of Mach number ($Ma_\infty = 8$)^[45]

2.3 气动/推进一体化设计及系列试验分析

推进系统不仅提供推力,而且对飞行器的升力和俯仰力矩也有明显影响,因此一体化设计在飞行器的优化中至关重要。有动力飞行器的设计中,关键技术是飞行器气动外形与发动机的一体

化设计,兼顾发动机性能和飞行器的高升阻比及操控性,使得飞行器总体性能在任务指标范围内最优。

HIFiRE-6 的试验目的是评估自适应飞行控制系统(automatic flight control system, AFCS)对气动/推进一体化设计的高超声速飞行器的控制能力,要求在测试窗口期间保持无动力可控飞行,同时测试进气道的稳定性及正常工作的攻角及侧滑角范围。弹道规划为通过三级助推将飞行器送到试验窗口,抛掉整流罩,飞行器分离后通过气动控制完成机动,飞行马赫数达到 6~7,维持 50 kPa 动压进入无动力巡航阶段,通过转弯机动测试飞行控制系统,并探索进气道不起动范围及飞行特性。

布局设计上关键是飞行器和助推级的匹配,如图 15 所示,飞行器全长为 2.229 m,翼展为 0.776 m,底部平面高为 0.5 m,一、二级助推直径为 0.46 m,三级助推直径为 0.56 m,为保证进气道在试验段的正常工作性能及全弹的稳定性,在主动段增加了保形三维整流罩。

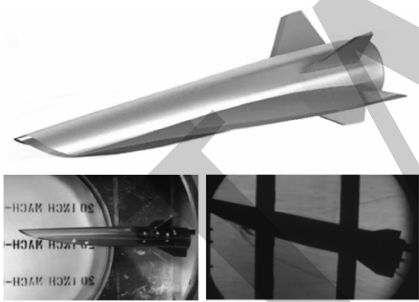


图 15 HIFiRE-6 气动外形
Fig. 15 Aerodynamic shape of HIFiRE-6

AFRL 发布了一个普适外形 GHV (generic hypersonic vehicle) 用于控制系统的设计^[48-50], HIFiRE-6 在控制上探索了非线性自适应动态逆方法,并发展了开/闭环模型参考自适应控制器。布局设计为在 HIFiRE-4 基础上,通过扩大装填空间,将发动机的内流道与乘波体整合匹配,为满足航向稳定性配置了腹鳍,并在背风面安装两片 V 型方向舵。由于尾喷管位置干涉,将尾段升降舵移到体身两侧主翼后缘,为提升乘波体升阻比开展了优化设计,最终形成一体化外形,融合布局通过自适应控制使得试验飞行段内气动舵舵偏在 5°以内。LES (large eddy simulation) 方法评估的非定常气动性能显示进气道在试验段攻角范围内

能实现自起动^[51],攻角的增大可增加质量流量系数,由于锥形激波干扰增大了前缘分离泡,分离区的增长致使温度升高,也使得激波边界层干扰前移,在巡航阶段由于飞行马赫数及姿态的变化导致进气道不起动的情况出现时,推进系统产生的力和力矩减小为零,升力降低 20%,阻力增加 20%。在进气道起动范围内,通过来流马赫数为 4.3 风洞试验测试得到起动攻角为 -5.4°~6°以及起动侧滑角为 -5.4°~5.7°^[52],在巡航段飞行马赫数为 7 的试验验证中,评估了三维内收缩进气道性能,通过改进进气道的内收缩比,将攻角与侧滑角的起动范围均扩大到 -6°~6°^[53]。

作为项目的最终目标, HIFiRE-8 的设计要综合考虑飞行器气动性能与推进性能的兼顾,高升阻比乘波体外形决定了发动机的进气道形状,轴对称外形在占用空间和前端匹配性上均有所欠缺, REST 进气道因其低阻高效特点成为优先方案。以 HIFiRE-6 乘波体布局为基础,整合 HIFiRE-7 的 REST 超燃冲压发动机技术以及 HIFiRE-4、HIFiRE-6 发展的控制策略, AFRL 和 DSTO 分别给出了气动外形概念图,如图 16 所示, HIFiRE-8 计划完成飞行马赫数为 7, 55 kPa 动压条件下 30 s 的巡航飞行^[54-55]。同时,针对 HIFiRE-8 的面对称高升阻比外形,在分离前后全弹的稳定性设计以及巡航过程中有/无动力转换阶段的控制策略也是方案设计中关注的重点。



图 16 HIFiRE-8 设计概念图
Fig. 16 Conceptual design of HIFiRE-8

在完成气动布局设计、动力系统性能测试、控制方法评估的系列飞试后,美澳合作的 HIFiRE 项目第二阶段“HIFiRE II”计划于 2015—2024 年之间开展,其目标是在 2024 年前为美国和澳大利亚空军提供“决定性的、快速响应的战术能力 (responsive and decisive tactical capability)”。

整个项目如果按照机理研究、单项验证、总体方案分为一、二、三层级的话, HIFiRE-1、HIFiRE-5 属于第一阶段,主要关注转捩的机理和判断方法研究; HIFiRE-4、HIFiRE-2、HIFiRE-3、HIFiRE-7 为第二阶段,分别验证了高速控制策略和三种不同工作方式的发动机; HIFiRE-6、HI-

FiRE-8 则是第三阶段,将一体化设计的乘波体从无动力滑翔推进到有动力巡航,完成带超燃冲压发动机高升阻比飞行器的总体试验。

根据飞行试验的情况归纳出飞行马赫数、高度以及雷诺数关系,由图 17 可见(图中 H1~H8 为 8 次飞行试验),HIFIRE 项目关注重点空域 20~38 km,速域飞行马赫数为 4~8,由于此飞行条件范围可测试多类系统技术,对于发展高超声速技术至关重要。在气动研究中,主要涉及边界层转捩、激波边界层相互作用、气动加热效应。与转捩相关的参数主要有速度、高度、飞行器外形特征、飞行姿态以及外部干扰等,以 HIFiRE-1、HIFiRE-5 试验段的飞行数据分析,转捩发生的单位雷诺数范围在 $3\times10^6\sim4\times10^6$ 之间,从飞行轨迹来看,高度在 25~35 km 以内,转捩过程中因为涡流的发展移动造成气动力特性的改变,反馈到控制系统上带来飞行器操稳性能的突变,同时产生的气动加热对突起局部及活动面造成防隔热上的压力,因此在弹道规划上尽可能地避免在转捩区长时飞行。

在推进系统研究中,对于超燃冲压发动机和高超声速自主控制系统而言,非常依赖来流马赫数和动压。因此试验段均保持 50 kPa 左右的恒定动压,针对推进系统的试验中全面测试了飞行马赫数为 5.5~8 下超燃冲压发动机的工作性能,对于有动力飞行器而言,由于进气道正常工作时的小攻角限制,使得乘波体具有独特优势(小攻角内高升阻比),一体化设计的外形在飞行试验中得到内外流一体气动及控制性能验证。

HIFIRE 项目通过对转捩的飞行试验建立了一套预示转捩的手段,有效支撑气动和结构设计,乘波体设计上形成了快速建立气动数据库的数值方法;推进系统方面,通过对三种发动机的测试,全面掌握了超燃冲压发动机的高速性能,同时在气动/推进一体化设计上积累起丰富的工程经验。为继承 HIFIRE 项目的研究成果,美国将其应用定位在近期目标为战术巡航导弹(5~10 年),中期目标为高超声速飞机(10~20 年),远期目标为吸气式推进的跨大气层飞行器、空天飞机(20~30 年)。

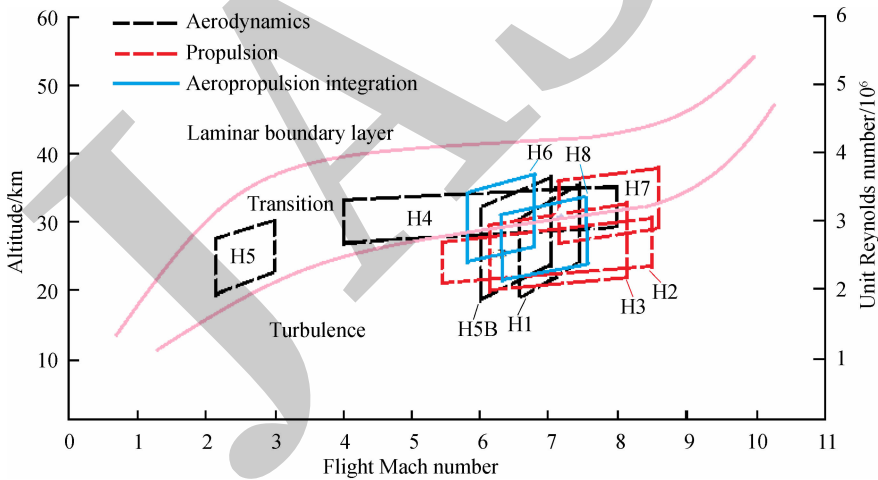


图 17 HIFiRE 飞行试验情况
Fig. 17 HIFiRE flight test situation

3 结 论

通过对 HIFiRE 项目系列飞行试验的分析总结,得出以下结论:

1) 重视顶层规划。项目开展之初的目标很明确:以较低成本(采用探空火箭发射)开展重点子系统的基础研究,设计上承受比工程型号更大的技术风险进行单项原理验证,支撑 X-51 项目,同时为美国后续远程全球打击武器项目提供技术

基础和设计手段。方案设计时步步推进,每一次飞行试验解决一、二个科学问题或技术挑战,避免失败后由于多系统耦合造成的原因造成查找困难,获得关键技术突破后再进行系统集成。和传统项目开展方式比较,在研究进度的可控性和成本控制方面体现出明显优势,取得的阶段性成果也可在其他项目中同步进行拓展。

2) 强调继承与创新。试验设计过程中,纵向上注意技术的延续性,美国在超燃冲压发动机高

超声速飞行器方面有强大的技术积累,Hyper-X(X-43A 飞行马赫数为 9.68,2004 年)、HyTech(X-51A 飞行马赫数为 5.1,2013 年),在国际合作方面,HyShot(飞行马赫数为 7.6,2002 年)以及 Hy-CAUSE(飞行马赫数 10,2007 年)的成功使得美澳基本掌握了飞行马赫数为 4~10 超燃冲压发动机的工程技术,同时,在项目进行过程中要有效固化阶段性成果,做到技术有一定的独立性及拓展性。HIFiRE 在开展的同时,美、德联合开展 HIFEX 项目,在转捩的研究上共用 HIFiRE-1 外形,扩充高超声速外形气动数据库,并在气动和材料研究方面共享成果。项目的创新体现在布局设计评估的手段以及发动机研制上,快速数值评估方法大幅度的节省了试验时间和项目经费,新型燃料注入技术和进气道外形在减小阻力和提升性能方面效果明显。

3) 辨清研究手段。在数值模拟、风洞试验和飞行试验中,要做到对三个研究手段相互关系的高度结合和平衡运用。飞行试验只是有针对性地对点状技术验证,对机理性问题的研究需要大量数值预测和部分风洞试验来进行,尤其是对局部细节的原理性研究,数值预测占很大比重,UQ 在 HyShot 项目中对 RSET 发动机及“RF”燃料注入技术进行了大量数值分析,充分掌握了其技术要点和工作性能,才保证了 HIFiRE 项目中推进系统飞行试验的顺利进行。同时,对于非重点子系统的技术保障也一定要确保,HIFiRE 两发失败分别是因为助推火箭和弹上遥测设备故障的原因,在飞行试验中,低成本、高风险的特点不应包括此类情况。

参考文献:

- [1] SCHMISSEUR J D. Hypersonics into the 21st century: a perspective on AFOSR-sponsored research in aerothermodynamics[R]. AIAA-2013-2606,2013.
- [2] BOWCUTT K,PAULL A,DOLVIN D,et al. HIFiRE: an international collaboration to advance the science and technology of hypersonic flight[R]. Leiden, The Netherlands: 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012.
- [3] KIMMEL R L, ADAMCZAK D. HIFiRE-1 preliminary aerothermodynamic experiments [R]. AIAA-2011-3413, 2011.
- [4] KIMMEL R L, ADAMCZAK D, PAULL A, et al. HIFiRE-1 ascent-phase boundary-layer transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(1): 217-230.
- [5] ADAMCZAK D, KIMMEL R L, PAULL A, et al. HIFiRE-1 flight trajectory estimation and initial experimental results[R]. AIAA-2011-2358, 2011.
- [6] LI F, CHOUDHARI M, CHANG C L, et al. Transition analysis for the HIFiRE-1 flight experiment[R]. AIAA-2011-3414, 2011.
- [7] WILLEMS S, GÜLHAN A, JULIANO T J, et al. Laminar to turbulent transition on the HIFiRE-1 cone at Mach 7 and high angle of attack[R]. AIAA-2014-0428, 2014.
- [8] STANFIELD S A, KIMMEL R L, ADAMCZAK D, et al. Boundary-layer transition experiment during reentry of HIFiRE-1[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(3): 637-649.
- [9] KIMMEL R L, ADAMCZAK D, BORG M, et al. HIFiRE-1 and HIFiRE-5 test results[R]. AFRL-RQ-WP-TR-2014-0038, 2014.
- [10] LI F, CHOUDHARI M, CHANG C L, et al. Stability analysis for HIFiRE experiments[R]. AIAA-2012-2961, 2012.
- [11] KIMMEL R L, PRABHU D. HIFiRE-1 turbulent shock boundary layer interaction: flight data and computations [R]. AIAA-2015-2639, 2015.
- [12] LÖHLE S, BÖHRK H, FUCHS U, et al. Three-dimensional thermal analysis of the HIFiRE-5 ceramic fin[R]. AIAA-2012-5920, 2012.
- [13] PAREDES P, THEOFILIS V. Spatial linear global instability analysis of the HIFiRE-5 elliptic cone model flow [R]. AIAA-2013-2880, 2013.
- [14] KIMMEL R, ADAMCZAK D, BERGER K, et al. HIFiRE-5 flight vehicle design[R]. AIAA-2010-4985, 2010.
- [15] JULIANO T J, SCHNEIDER S P. Instability and transition on the HIFiRE-5 in a Mach-6 quiet tunnel[R]. AIAA-2010-5004, 2010.
- [16] KIMMEL R L, BORG M P, JEWELL J S, et al. HIFiRE-5 boundary layer transition and HIFiRE-1 shock boundary layer interaction [R]. AFRL-RQ-WP-TR-2015-0151, 2015.
- [17] KIMMEL R L, ADAMCZAK D, JULIANO T J. HIFiRE-5 flight test preliminary results [R]. AIAA-2013-0377, 2013.
- [18] JEWELL J S, MILLER J H, KIMMEL R L. Correlation of HIFiRE-5 flight data with computed pressure and heat transfer[R]. AIAA-2015-2319, 2015.
- [19] PAREDES P, THEOFILIS V. Traveling global instabilities on the HIFiRE-5 elliptic cone model flow[R]. AIAA-2014-0075, 2014.
- [20] PAREDES P, THEOFILIS V. Centerline instabilities on the hypersonic international flight research experimentation HIFiRE-5 elliptic cone model[J]. Journal of Fluids and Structures, 2015, 53: 36-49.
- [21] PRIME Z, DOOLAN C, CAZZOLATO B. Longitudinal L1 adaptive control of a hypersonic re-entry experiment[C]// Proceedings of 15th Australian International Aerospace Congress. Melbourne: Australian International Aerospace Congress, 2013: 717-726.

- [22] LAU K Y, WOO Y, TRAN J, et al. The aerothermal, thermal and structural design process and criteria for the HIFiRE-4 flight test vehicle[R]. AIAA-2012-5842, 2012.
- [23] SMITH T R, BOWCUTT K G, SELMON J R, et al. HIFiRE 4: a low-cost aerodynamics, stability, and control hypersonic flight experiment[R]. AIAA-2011-2275, 2011.
- [24] JACKSON K, GRUBER M, BUCCELLATO S. HIFiRE flight 2: a program overview[R]. AIAA-2013-0695, 2013.
- [25] KEVIN R J, MARK R G, SALVATORE B. Mach 6—8+ hydrocarbon-fueled scramjet flight experiment: the HIFiRE flight 2 project[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 36-53.
- [26] FERLEMANN P G. Forebody and inlet design for the hifire 2 flight test[C]// *Proceedings of JANNAF Airbreathing Propulsion Subcommittee Meeting*. Boston: ATK Space, 2008: 1-18.
- [27] STORCH A M, BYNUM M, LIU J, et al. Combustor operability and performance verification for HIFiRE Flight 2 [R]. AIAA-2011-2249, 2011.
- [28] YENTSCH R J, GAITONDE D V. Numerical investigation of dual-mode operation in a rectangular scramjet flowpath[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 30(2): 474-489.
- [29] YENTSCH R J, GAITONDE D V. Unsteady three-dimensional mode transition phenomena in a scramjet flowpath [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 31(1): 104-122.
- [30] CABELL K, HASS N, STORCH A, et al. HIFiRE direct-connect rig (HDCR) phase: I scramjet test results from the NASA Langley arc-heated scramjet test facility[R]. AIAA-2011-2248, 2011.
- [31] BORGHI M R, ENGBLOM W A, GEORGIADIS N J. Evaluation of mixing-limited quasi-global wind-US model for HIFiRE 2 flowpath[R]. AIAA-2014-1160, 2014.
- [32] BERMEJO-MORENO I, LARSSON J, BODART J, et al. Wall-modeled large-eddy simulations of the HIFiRE-2 scramjet[R]. Palo Alto, US: Center for Turbulence Research, 2013.
- [33] SAGHAFIAN A, SHUNN L, PHILIPS D A, et al. Large eddy simulations of the HIFiRE scramjet using a compressible flamelet/progress variable approach[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(2): 2163-2172.
- [34] SCHLOEGEL F, BOYCE R. CFD analysis of radical farming concept scramjet engine[R]. AIAA-2009-7416, 2009.
- [35] BOYCE R R, MCINTYRE T. Combustion scaling laws and inlet starting for Mach 8 inlet-injection radical farming scramjets [R]. Brisbane, Australia: University of Queensland, ADA528340, 2010.
- [36] CAPRA B R, BOYCE R R, KUHN M, et al. Combustion enhancement in a scramjet engine using oxygen enrichment and porous fuel injection[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 767: 173-198.
- [37] CAPRA B R, BOYCE R R, BRIESCHENK S. Numerical modelling of porous injection in a radical farming scramjet [C]// *Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Brisbane, Australia: Brisbane Convention and Exhibition Centre, 2012: 1-11.
- [38] CAPRA B R, BOYCE R R, KUHN M, et al. Porous versus porthole fuel injection in a radical farming scramjet: numerical analysis [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(3): 789-804.
- [39] CAPRA B R. Porous fuel injection with oxygen enrichment in a viable scramjet engine[C]// *Proceedings of the 19th Australasian Fluid Mechanics Conference*. Melbourne: RMIT University, 2014: 1-4.
- [40] OGAWA H, CAPRA B, LORRAIN P. Numerical investigation of upstream fuel injection through porous media for scramjet engines via surrogate-assisted evolutionary algorithms[R]. AIAA-2015-0884, 2015.
- [41] EGGERS T, SILVESTER T B, PAULL A, et al. Aerodynamic design of hypersonic re-entry flight HIFiRE 7[R]. AIAA-2009-7256, 2009.
- [42] ROBERTS M E, SMART M K, FROST M A. HIFiRE 7: design to achieve scientific goals[R]. AIAA-2012-5841, 2012.
- [43] SMART M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(3): 408-416.
- [44] SMART M K, SURAWEEA M V. HIFiRE 7: development of a 3-D scramjet for flight testing[R]. AIAA-2009-7259, 2009.
- [45] GOLLAN R J, FERLEMANN P G. Investigation of REST-class hypersonic inlet designs [R]. AIAA-2011-2254, 2011.
- [46] AGON A, ABEYNAYAKE D, SMART M. Applicability of viscous and inviscid flow solvers to the hypersonic REST inlet[C]// *Proceedings of 18th Australasian Fluid Mechanics Conference*. Launceston, Australia: Australasian Fluid Mechanics Society, 2012: 1-4.
- [47] CHAN W Y K, RAZZAQI S A, SMART M K, et al. Free-jet testing of the 75%-scale HIFiRE 7 REST scramjet engine[R]. AIAA-2014-2931, 2014.
- [48] ROLLINS E, VALASEK J, MUSE J A, et al. Nonlinear adaptive dynamic inversion applied to a generic hypersonic vehicle[R]. AIAA-2013-5234, 2013.
- [49] VICK T J. Geometry modeling and adaptive control of air-breathing hypersonic vehicles[D]. Cincinnati, US: University of Cincinnati, 2014.
- [50] WIESE D P, ANNASWAMY A M, MUSE J A, et al. Adaptive control of a generic hypersonic vehicle[R]. AIAA-2013-4514, 2013.
- [51] BISEK N J. High-fidelity simulations of the HIFiRE-6 flow path at angle of attack[R]. AIAA-2016-4276, 2016.
- [52] STEPHEN E J, HOENISCH S R, RIGGS C J, et al. HIFiRE-6 unstart conditions at off-design Mach numbers [R]. AIAA-2015-0109, 2015.

[53]

HOHN O,GUELHAN A. Analysis of a three-dimensional,high pressure ratio scramjet inlet with variable internal contraction[R]. AIAA-2012-5975,2012.

[54]

GLASS D E,CAPRIOTTI D P,REIMER T,et al. Testing of DLR C/C-SiC and C/C for HIFiRE 8 scramjet combustor[R]. AIAA-2014-3089,2014.

[55]

ALESI H,PAULL A,SMART M,et al. A concept for the HIFiRE 8 flight test[C]//Proceedings of 22nd ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research. Tromso, Norway: ESA Communications,2015:401-408.

(编辑:陈越)