高马赫数多体分离试验技术研究与应用*

林敬周1,王 雄1,钟 俊1,谢志江2,皮阳军2,赵 健1

(1. 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;2. 重庆大学 机械传动国家重点实验室,重庆 400044)

摘 要:为了给高马赫数飞行器多体分离安全评估提供有效的风洞试验预测手段,提出了Φlm高 超声速风洞多体分离试验系统研制的关键技术及解决办法。通过"风洞前室总温总压信号及模型天平测 力信号等的数据采集、气动及动力学解算、机构运动控制"三位一体的设计方式,建立了Φlm高超声 速风洞多体分离轨迹捕获试验技术平台。结合高马赫数飞行器开展了马赫数5条件下的网格测力试验和 典型状态的捕获轨迹系统 (Captive trajectory system, CTS)试验验证。验证结果表明,研制的Φlm高超 声速风洞多体分离试验系统较好地获得了飞行器分离轨迹及气动特性,可以满足高马赫数多体分离试验 的网格测力、捕获轨迹等功能需求,且在一次吹风捕获35个轨迹点的情况下,连续轨迹控制模式相较 位置控制模式节约了42.5%的风洞运行时间,提高了试验效率。

Investigation and Application of High Mach Number Multi-Body Separation Test Technique

LIN Jing-zhou¹, WANG Xiong¹, ZHONG Jun¹, XIE Zhi-jiang², PI Yang-jun², ZHAO Jian¹

Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
 State Key Laboratory of Mechanical Transmission, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: In order to provide an effective wind tunnel test prediction for multi-body separation security assessment of high Mach number vehicles, the key problems and their solutions of multi-body separation test system in Φ 1m hypersonic wind tunnel were presented. Multi-body separation trajectory captive test technique platform of Φ 1m hypersonic wind tunnel were developed by the 'three-in-one' design method, including the data acquisition of total pressure and total temperature of wind tunnel settling chamber and force from balance mounted in the models etc., the calculation of aerodynamics and dynamics, and the mechanism motion control. Experimental verifications were carried out with certain high Mach number vehicle model at Mach number 5 by doing grid test and captive trajectory system (CTS) test. The test results show that satisfactory separation trajectory and aerodynamic characteristics are obtained by the multi-body separation test system mentioned above, which meets the functional needs of high Mach number multi-body separation experiment to realize grid force measuring and trajectory capturing. In the case of capturing 35 trajectory points at a running, continuous trajectory control mode can save less 42.5% running time than position control mode, as improves the test efficiency.

Key words: High Mach number; Multi-body separation; Captive trajectory; Test technique; Wind tunnel test

[•] 收稿日期: 2019-01-29;修订日期: 2019-05-06。

通讯作者:林敬周,硕士,研究员,研究领域为多体分离、喷流干扰技术。E-mail:jzou2000@sina.com

引用格式:林敬周,王 雄,钟 俊,等.高马赫数多体分离试验技术研究与应用[J].推进技术,2020,41(4):925-933.
 (LIN Jing-zhou, WANG Xiong, ZHONG Jun, et al. Investigation and Application of High Mach Number Multi-Body Separation Test Technique[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4):925-933.)

1 引 言

在高马赫数飞行器执行任务的飞行过程中,存 在多体分离/载荷释放的过程,如弹体与运载器的弹 箭分离、助推级与巡航级的级间分离、保护罩与弹头 的头罩分离、有效载荷释放等^[1-3]。由于高马赫数飞 行器外形的日益复杂,分离过程中的流动干扰严重 影响主体与分离体的气动特性和飞行姿态,甚至会 影响飞行安全^[4-7]。因此迫切需要开展高马赫数多体 分离试验技术研究,为高马赫数飞行器多体分离的 安全性提供有效的风洞试验预测手段。

为了研究多体分离流场的复杂特性,国外主要 空气动力研究机构都研制了多体分离试验装置,并 发展了成熟的多体分离试验技术^[8-10]。如美国 AEDC 的A,B,C风洞(1.5~12),三座风洞在20世纪70年代 就配置了一套共用的六自由度CTS可控轨迹系统,以 支持双模型试验[11]。该系统可以进行各种超声速/高 超声速分离试验,包括了飞行器平行分离、飞行器或 导弹的轴向或串联分离、流场映射、外挂物分离等试 验,具有较强的多体分离试验能力^[12],Hyper-X计划 就曾在AEDC B风洞中马赫数6的条件下开展了大量 的级间分离 CTS 试验^[13]。法国 ONERA 自 1977 年就 具备了 CTS 试验能力,并在 Modane-Avrieux Centre 的 马赫数 0.1~3 的 S2MA 风洞中开展了相关试验研 究^[14]。加拿大国家研究院的航空航天研究所在最大 马赫数为1.4的三声速下吹式风洞中配套了CTS机 构,开展了外挂物分离的轨迹模拟研究[15-16]。日本也 开展了多体分离试验研究,但主要还是以网格测力 技术为主[17]。

国内关于多体分离试验技术的研究相对起步较 晚,始于20世纪80年代,在国内战略、战术导弹及运 载火箭级间热分离任务需求的牵引下,建立了自由 投放技术、网格测力等方法。北京理工大学雷娟棉 等^[18]针对布撒器-子弹气动干扰进行网格测力试验, 研究了马赫数0.4子弹分离对布撒器气动特性影响 的变化规律;中国航天空气动力技术研究院秦永明 等^[19]在FD-06亚、跨、超声速风洞来流马赫数0.75和 1.79条件下,完成了串联布局飞行器级间冷分离网格 测力气动特性研究。中国空气动力研究与发展中心 于志松等^[20]在**Φ**1.2m 跨超声速风洞中,针对载机投 放/发射的外挂武器具有舵面控制律模拟的分离轨迹 测量,以及分离体带喷流的导弹级间分离气动干扰 特性测量两种特殊的CTS技术展开了研究,取得了比 较满意的轨迹捕获结果。赵忠良等^[21]在**Φ**0.5m 高超 声速风洞(FL-31)采用网格测力技术,研究了马赫数 7条件下子母弹在子弹抛撒时的分离干扰问题;王元 靖等^[22]在该风洞上采用网格测力试验技术进行了马 赫数7高超声速条件下飞行器并联式多体系统分离 过程中存在的气动力干扰试验研究,分析了多体系 统分离过程中气动干扰的本质来源;王志坚等^[23]在 Φ1m高超声速风洞马赫数8来流条件下,研究了不同给定级间距和姿态角情况下运载火箭芯级与助推级级间分离气动特性;林敬周等^[24]随后在该风洞中采用网格测力技术应用热喷流模拟方法研究了来流马赫数6条件下运载火箭级间分离过程中的级间环境热流和压力分布特性。

国内在多体分离试验技术研究取得了不少成 果,但对高马赫数复杂外形的多体分离、分离轨迹与 分离安全边界预测技术的研究还处于正在发展的阶 段,高马赫数多体分离试验技术方面仍然存在不少 问题亟待解决,尤为突出的问题有两点:一是网格测 力试验效率低下,一次吹风一般仅能实现5~6个预先 设置好的两级相对位置和姿态关系,且通常仅有轴 向和俯仰两个自由度的变化;二是不具备轨迹捕获 功能,无法实现对分离体分离轨迹的捕获。

本文提出了高马赫数多体分离试验技术研究的 关键技术和解决措施,包括分离体模型六自由度机 构研制、实时气动解算与控制、捕获轨迹控制策略、 安全防护等。在中国空气动力研究与发展中心超高 速空气动力研究所的 Φ1m 高超声速风洞进行了马赫 数为5的多体分离技术验证性试验研究。

2 主要技术难点与解决措施

2.1 分离体模型六自由度机构研制

开展高超声速风洞多体分离试验,首先需要研制一套安装于风洞内部、由计算机控制的分离体模型机构(CTS机构),用以支撑分离体试验模型,并提供六自由度(轴向 x,法向 y,侧向 z,俯仰 α,偏航β和 滚转γ)运动功能。技术难点主要有:

(1)高超声速风洞流场建立与退却时将产生较大的冲击载荷,通过试验模型传递到分离体模型机构,会对机构的承载产生较大的影响,因此要求机构必须有足够的刚度和强度。

(2)高超声速风洞不同于一般的低速风洞和跨 超风洞,风洞试验段截面尺寸有限,就 Φ1m高超声速 风洞而言,其本体结构限制了分离体模型机构安装 空间仅为3.0m×1.4m×2.3m,模型机构的堵塞度也有 严格限制<8%要求,因此分离体模型机构在机械结 构上必须小巧紧凑,且进入风洞流场的部分堵塞度 要尽可能小,此外还要能够满足风洞马赫数4~8和马 赫数9/10两条支路共用,保证互换性及定位精度。

(3)高超声速风洞通常在高温(~573K)、高真空 (10Pa~2000Pa)下运行,分离体模型机构的工作环境 决定了其必须有较好的防隔热措施及电机在真空下 确保能够正常工作的能力。

目前,按运动形式划分国内外风洞多体分离试 验用的六自由度机构主要可分为两类:一类是六个 自由度的运动保持相互独立,以三个直线导轨约束 加三个回转约束的形式来实现六个自由度运动,其 中三个角位移运动靠安装在机构前部的三自由度装 置头来完成。美国AEDC的A,B,C风洞^[25]、以色列 IAI的4英尺风洞和CARDC的1.2m及2.4m跨超风洞 都采用的是这类机构^[26],但该类机构三自由度装置 头尺寸较大,且位于风洞试验段截面内,增大了风洞 的堵塞度。另一类是以两个以上部件回转约束的组 合变化来提供六个自由度的运动。法国ONERA的6 英尺高速风洞^[14]和英国ARA的9英尺×8英尺高速风 洞^[1]采用的属于这类机构。该类机构堵塞度相对较 小,可位于风洞试验段内,但因六个自由度不是完全 独立的,所以较难实现高刚度和较高的运动精度。

为满足高超声速风洞多体分离试验需求,结合 结构设计、受力分析、运动学及动力学分析、有限元 分析等,经多次迭代优化,创新提出了一种有别于上 述两种类型且适用于 Φ 1m高超声速风洞的紧凑型 CTS机构(图1)。表1~表4分别给出了机构的气动承 载能力及运动行程、速度和精度,其中 V_x , V_y , V_z 分别 表示轴向、法向和侧向的线速度; ω_z , ω_y , ω_x 分别表示 俯仰、偏航和滚转的角速度。

为解决关键技术难点,采取了如下解决措施:

(1)各个自由度之间以逐级串联、层叠内嵌的方 式实现了空间复用,以箱体叠放方式实现了内嵌集 成,从而在有限空间内确保了较高的刚度和承载能 力以及较宽的运动范围。

(2)六个自由度既可各自独立运动,又可按任意 预定轨迹联动,提高了机构运行的响应速度和运行 精度。

(3)安装采用了"V型块"定位方式,确保了机构

在风洞两条支路上的互换性及定位精度。

(4)前五个自由度采用箱体叠放方式置于风洞流场之外,仅γ自由度置于流场之内,实现了堵塞度最小化,同时也降低了高温来流对机构整体的热影响。

(5)动力线缆、控制线缆及天平线缆除进行热防 护外集中布设于风场之外的箱体内部,尽量减小了 高温来流对其的影响。

(6)通过真空试验确定了电机的最终选型,确保 了机构在真空条件下可靠运行。

Table 1 Maximum aerodynamic loads

F_x/N	F_y/N	F_z/N	$M_z/(\mathbf{N} \cdot \mathbf{m})$	$M_y/(\mathbf{N} \cdot \mathbf{m})$	$M_x/(\mathbf{N} \cdot \mathbf{m})$
1000	800	500	100	100	50

	Table 2	Motion range of each freedom			
X/mm	Y/mm	Z/mm	α/(°)	β /(°)	γ /(°)

 ± 350

-25~+25

 $-14 \sim +15$

Table 3 Motion velocity of each freedom

$V_x/(\text{mm/s}) V_y/(\text{mm/s})$	$V_z/(\mathrm{mm/s})$	$\omega_{z}/((^{\circ})/_{\rm S})$	$\omega_{y}/((^{\circ})/{\rm s})$	$\omega_{\rm x}/((^{\circ})/{\rm s})$
-150~+150		-15~+15	-14~+15	-30~+30



Fig. 1 Separator test model mechanism

2.2 控制系统研制

-350~+600

 ± 400

在高超声速风洞多体分离试验中,控制系统用 以控制分离体模型六自由度机构的运动,从而使分 离体模型在机构的带动下实现分离轨迹的模拟。

高超声速风洞多体分离试验中需要控制系统完成数据采集、气动及动力学解算、机构运动控制等功能,对系统的实时性和抗干扰能力要求较高,这对控

Table 4 Motion precision of each freedom

Repeat positioning accuracy of line displacement	Deviation of line displacement	Repeat positioning accuracy of angular displacement	Deviation of angular displacement
0.1mm	0.1mm/100mm	1′/10°	1′/10°

-300~+300

制系统的硬件和软件研制都提出了较高的要求。

硬件上采用基于 PC 的运动控制技术和高速实时 以太网总线 EtherCAT 技术相结合的方式构建了整个 控制系统,现场总线控制模式使系统布置更为灵活, 且提高了控制系统的抗干扰性,图 2 给出了控制系统 拓扑图。其中,为了增强系统抗干扰能力,将用于采 集与传输伺服控制中数字/模拟量信号的 I/O 模块分 成了主站和从站两个部分,主站的 I/O 模块主要用于 布设在机构上的振动加速度传感器和磁栅尺信号的 采集与传输,从站的 I/O 模块主要用于风洞前室总温 总压和模型天平测力信号的采集与传输。

利用 TwinCAT3.0 开发平台编写数据采集、气动 及动力学解算、运动控制的软件系统,实现了"三位 一体"的系统设计思想。基于快速实时运动轨迹规 划及插补算法,结合具有高动态响应特性的电机驱 动伺服系统,有效地保证了分离体模型六自由度机 构的控制性能。

2.3 气动解算软件研制

气动解算是高超声速风洞多体分离试验系统实现捕获轨迹功能的重要组成部分。捕获轨迹试验的 基本原理^[1]:利用 CTS 机构支撑分离体模型,用天平 测量分离体模型在主体模型干扰流场中位于初始位 置及姿态下的气动载荷,转换为气动系数,结合给定 的飞行分离条件、分离体的质量和惯性矩、主体的姿 态、飞行高度、飞行马赫数等有关参数,按给定的时 间间隔求解全尺寸分离体六自由运动方程,得到分 离体在下一个时间间隔末相对主体的位置和姿态, 并转换为风洞中机构携带模型应达到的位置和姿 态,然后 CTS 机构按指令要求使模型到达该相应位置 和姿态,再由天平进行气动载荷测量,并求取分离体 在下一点的位置和姿态,如此往复地测量和计算,逐 点获得全尺寸分离体的运动轨迹。

为了实现实时控制下的连续分离轨迹的模拟, 提出了气动解算软件以模块化方式在控制系统软件 平台上进行开发设计。

气动解算软件以独立 PLC 程序形式整合在下位 机控制系统软件中,它由三个模块组成:分离体模型 气动力和气动系数计算模块,全尺寸分离体受力计算 模块,六自由度运动方程求解模块。对于不同的试验 模式(自由流测力、网格测力、捕获轨迹),程序可以依 照判据调取相应的模块进行解算。下位机控制系统 与气动解算两个 PLC 程序之间关系如图 3 所示。

2.4 捕获轨迹控制策略

对于高超声速风洞多体分离试验而言,由于风 洞运行时间短(≤60s),通常需要在40s左右完成一条 轨迹的模拟,因此要求在保证精度和准度的前提下 快速实现轨迹捕获。提出了两种分别基于位置控制 和连续轨迹控制模式的捕获轨迹控制策略。

图 4 给出位置控制策略:在初始位置 S1 时(此时 机构处于静止状态),先依次进行数据采集,气动解 算下一个轨迹点 S2 的位姿,规划 S1~S2 段轨迹,然后 机构驱动分离体模型按规划轨迹运动,到达 S2 点位 后机构停止运动(停留时间≥0.5s),在完成数据采集、 气动解算、轨迹规划、模型运动的流程后到达下一点 位,如此循环,直至试验结束,完成一条轨迹的 捕获。





图 5 给出连续轨迹控制策略:设从 t₁时刻分离体 模型开始从 S1 位置进行连续轨迹控制,在运动之前 先进行数据采集,气动解算出下一个时刻 t₂对应轨迹 点 S2 的位姿和速度,规划 S1~S2 段轨迹,然后机构驱 动分离体模型按规划轨迹运动,在运动到 S2 之前某 一时刻即进行数据采集、气动解算、并规划 S2~S3 段 轨迹,在未达到 S2 时模型始终按照之前规划的轨迹 运动,当运动到 S2 时模型即按照规划的 S2~S3 段轨 迹运动,如此循环,直至试验结束,完成一条连续轨 迹的捕获。



Fig. 5 Continuous trajectory control time sequence

2.5 安全防护设计

在高超声速多风洞体分离试验中,为确保试验 能够安全有效完成,尤其是对于捕获轨迹试验应尽 量避免机构和分离体模型与主体模型、风洞发生碰 撞,一旦发生碰撞接触时,机构应当立即停止运动, 且在保证模型和机构安全的前提下,风洞也应尽快 停止运行。安全防护设计是高超声速风洞多体分离 试验系统研制当中十分关键的一环。提出了三个层 级的安全防护措施:

(1)软件保护。在运动之前对目标位置进行检测,如果目标位置不在可达空间范围内则会提示报错,在机构正在运动时,会实时判断当前位置是否安全,如果工作空间程序检测出发生碰撞,表明将会发生干涉,此时程序会提示错误并且机构停止运动;对电机状态进行监控,如果电机的扭矩、速度或加速度超过额定值机构将会停止运动;对机构状态进行监控,通过对加速度传感器采集的数据进行分析,如果机构的振动超过设定值程序,此时程序会提示错误并停止运动。

(2)电气保护。将每个自由度上安装的限位开 关接入对应电机驱动器 Digital IO,在软件中对驱动 器进行设置,当限位开关一旦触发后电机停止运动。 程序里也会读取限位开关状态,提示相关错误。

(3)机械保护。各个自由度在行程两端都有相应的机械限位挡块防止行程超限。y向由于自重,当超过行程并且速度过快时,机械挡块阻挡效果有限,y向锁紧机构可以限制y向的下落。

3 风洞试验验证

3.1 试验条件与试验模型

高马赫数多体分离试验技术验证试验在 Φ 1m高 超声速风洞开展,包括了网格测力和捕获轨迹两种 试验模式。来流马赫数Ma为5,总压 p_0 为1349kPa, 动压 q_a 为44.6kPa。表5给出具体风洞运行参数,其 中 p_a 和 T_0 分别表示自由来流的静压和总温。

Table 5 Operation parameters of wind tunnel

Ma	p_0/kPa	p_{∞}/kPa	q_{∞}/kPa	T_0/K	
5	1349	2.549	44.6	360	

试验模型为串联式级间分离模型包含主体(二级)和分离体(一级)两级模型,图6给出置于风洞中的照片。二级模型以给定姿态角通过背支撑安装于风洞主模型攻角机构上,一级模型通过尾支撑安装于分离体模型六自由度机构上。试验时二级模型保持不动,一级模型在六自由度机构带动下,实现网格点位或分离轨迹的模拟。



Fig. 6 Model and mechanism in wind tunnel

3.2 流场结构分析

图7给出网格测力试验中,一级模型在两个不同 给定网格点位上的典型纹影照片。图8给出采用位 置控制模式的CTS试验中,一级模型在轨迹捕获过程 中两个不同轨迹点位上的典型纹影照片。可以看 出,在级间分离过程中,随着两级相对位姿的变化, 级间流场结构发生了明显的变化。

二级和一级初始攻角 α₂和 α₁均为 0°分离时,二 级通流作用在一级头部,级间的气流主要通过一级 头部的导流通槽和级间间隙排出。二级通流冲击在 一级的前封头上会产生复杂的激波/边界层干扰流 场,从纹影显示可见级间分离间隙逸流和通槽泄流 与外流相互碰撞所产生的复杂的激波干扰流场,且 通流流场随级间距的变化有明显不同。不同级间距 时的级间分离流场波系明显改变,当级间距拉开至 一定距离时二级通流对一级作用逐渐减弱,外流作 用逐渐增强。

图9分别给出了网格测力试验和连续轨迹控制 模式CTS试验的纹影照片,其中前者是在给定点位停 顿下来获得的,后者是在机构连续运动过程中获得 的,所给纹影照片中两级相对位姿接近,可以看出两 者流场结构基本相同,说明机构运动采用的线速度 (<20mm/s)和角速度(<0.5°/s)比较合理,不会因为运 动过快造成流场发生较大的变化,出现迟滞现象。



(a) $\alpha_2 = \alpha_1 = 0^\circ$, Grid point 1 (b) $\alpha_2 = \alpha_1 = 0^\circ$, Grid point 2 Fig. 7 Typical schlieren images of grid test



(a) $\alpha_2 = \alpha_1 = 0^\circ$, Track point 1 (b) $\alpha_2 = \alpha_1 = 0^\circ$, Track point 2 Fig. 8 Typical schlieren images of position control CTS test





(a) Grid test (b) Continuous trajectory control CTS test Fig. 9 Typical schlieren images of different test

3.3 试验结果分析

3.3.1 网格测力试验结果分析

图 10,图 11 分别给出了风洞运行 30s 完成的 13 个分离网格点位的两级测力结果(图中纵坐标无量 纲最小间隔为 0.1),其中分离体模型在每个点位上可 实现六个自由度的变化,这相较以往简易网格测力 技术仅能改变 1~2个自由度,一次吹风仅能完成 5~6 个点位的状况,在试验能力和试验效率上均有了较 大提升。

试验中,二级模型以给定的初始0°攻角保持不 变,一级模型随图10和图11中横坐标给出的1~13网 格点位经历了轴向和法向耦合向后向下移位, 攻角 先略有低头再逐渐抬头的过程。由图 10(a)可以看 出,一级轴向力系数C₄₁在小级间距(网格点位1~4) 时因主要受二级通流影响,表现出随着级间距的增 大逐渐减小的趋势,当一级模型法向向下移位超过 第6个点位后,一级由主要受二级通流影响转变成受 二级通流及外流相互干扰共同作用的影响,因而 C_{AI} 随着级间距的持续拉开表现出逐渐增大的趋势。一 级法向力系数Cm随着轨迹点的变化表现出近乎线性 的增加,这主要是小级间距时二级通流影响占优,随 着级间距的增大逐渐增大,而当级间距持续拉开,一 级受外流影响逐渐加强,加之一级攻角由低头转为 抬头并逐渐增大导致了C_{N1}线性增大的趋势(图10 (b))。分离过程一级所受合力主要作用在其前段, 压心始终在质心之前,一级俯仰力矩系数 Cml 随着轨 迹点的变化波动较大尤其在级间干扰流场影响严重 的小级间距,随着级间距的拉大,逐渐变得有规律并 有抑制其攻角持续抬头的趋势(图10(c)),总得来 说,量值处在可控范围。



Fig. 10 Test results of the first stage with initial 0° attack angle

对于二级而言,二级轴向力系数 C_{A2} 随着级间距的拉大,级间干扰影响减弱,同样经历了由负到正的过程(图11(a))。二级法向力系数 C_{N2} 和俯仰力矩系数 C_{m2} 因小级间距受到级间干扰影响更为严重,因而波动明显,尤其是 C_{m2} ,随着级间距的增大干扰逐渐减弱后开始出现有规律的变化(图11(b)、11(c)),但 C_{N2} 和 C_{m2} 从变化的量值上来看并不大,表明分离过程不足以对二级造成危险。



Fig. 11 Test results of the second stage with initial 0° attack angle

3.3.2 捕获轨迹试验结果分析

分别采用位置控制和连续轨迹控制两种模式进行了捕获轨迹试验,位置模式捕获轨迹试验在40s的风洞运行时间内捕获了35个轨迹点,而连续轨迹控制模式捕获轨迹试验仅用23s的风洞运行时间即完成了35个轨迹点的连续捕获,节约了风洞运行时间,提高了试验效率。

图 12 给出 x, y, α 三个方向上连续轨迹控制模式 CTS 试验获得的全尺寸分离轨迹和数值模拟获得的 全尺寸分离轨迹对比图。图中以 L 为参考长度, 对轴 向和法向距离进行了无量纲化(纵坐标无量纲最小 间隔为 0.4)。可以看出风洞试验和数值模拟表现出 了较好的一致性,尤其是线位移方向(图 12(a),12 (b))。图 12(c)给出风洞试验与数值模拟均转换为 全尺寸分离轨迹的α随时间变化的对比图,可以看 出,随着级间距的拉开,在攻角α方向上,风洞试验与 数值模拟都表明助推器在分离过程中经历了先低头 再抬头的过程。风洞试验与数值模拟的相互验证也 说明了本项试验技术的可靠性。



Fig. 12 Comparison of the full scale separation trajectory between wind tunnel test and numerical simulation

4 结 论

通过研究,本文得到如下结论:

(1)建立了适用于高超声速风洞的多体分离试验技术平台,实现了高超声速条件的高效网格测力

及捕获轨迹试验能力。

(2)研发了连续轨迹控制和位置控制两种捕获轨 迹模式,两者均能较好地实现轨迹捕获,且前者较后 者可节约42.5%的风洞运行时间,提高了试验效率。

(3) 开展了某飞行器级间分离安全性评估的网 格测力试验,并进行了捕获轨迹试验与数值模拟结 果的对比验证,结果表明在当前分离条件下,飞行器 两级可以实现可靠分离,同时也说明建立的高马赫 数多体分离试验技术可以为分离安全提供有效 评估。

致 谢:感谢中国空气动力研究与发展中心总体技术部 贾洪印和龚小权两位助理研究员在数值模拟工作中做 出的贡献。

参考文献

- [1] 李周复.风洞特种试验技术[M].北京:航空工业出版社,2010.
- [2] 王发祥.高速风洞试验[M].北京:国防工业出版社, 2003.
- [3] 恽起麟.实验空气动力学[M].北京:国防工业出版 社,1991.
- [4] 唐志共.高超声速气动力试验[M].北京:国防工业出版社,2004.
- [5] 刘 君,徐春光,郭 正. 多级火箭级间分离流动特性的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 265-267.
 (LIU Jun, XU Chun-guang, GUO Zheng. Numerical Simulation on the Stage-Separation Flow Fields of the Multi-Stage Rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 265-267.)
- [6] 张文普,丰镇平.级间分离的流场及热流分析研究
 [J].推进技术,2003,24(3):240-243.(ZHANG Wen-pu, FENG Zhen-ping. Numerical Simulation of Flow Field and Thermal Analysis for Stage Separation of Multistage Missile [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3):240-243.)
- [7] 高立华,张 兵,权晓波,等.火箭级间冷分离过程 后期阶段的耦合数值模拟[J].推进技术,2010,31
 (2):129-133. (GAO Li-hua, ZHANG Bing, QUAN Xiao-bo, et al. Coupled Numerical Simulation for the Later Period of the Stage Separation of a Multi-Stage Rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010,31
 (2):129-133.)
- [8] Cenko A, River P. Lessons Learned in 30 Years of Store Separation Testing[R]. AIAA 2009–98.
- [9] Kelly J Murphy, Scallion W I. Experimental Stage Separation Tool Development in NASA Langley's Aerothermodynamics Laboratory[R]. AIAA 2005-6127.
- [10] Erickson G E. Estimation of Supersonic Stage Separation

Aerodynamics of Winged-Body Launch Vehicles Using Response Surface Methods [R]. NASA TM 2010-216196.

- [11] Billingley J P, Burt R H, Best J T. Store Separation Testing Techniques at the Arnold Engineering Development Center Volume Ⅲ [R]. AEDC TR 79-13.
- [12] Pinier J T, Niskey C J. Ares I and Ares I-X Stage Separation Aerodynamic Testing[R]. AIAA 2011-169.
- [13] Woods W C, Holland S D, Difulvio M. Hyper-X Stage Separation Wind-Tunnel Test Program [J]. AIAA Journal, 2001, 38(6): 811-819.
- [14] Francis Garson, Philippe Taravel, Jean-Claude Raffin. Recent Developments in Captive Trajectory Systems of the Onera Modane Wind Tunnels [R]. AIAA 2001-0579.
- [15] Thain J A, Lafrance R. F18 External Stores Grid Measurement Testing in the IAR/NRC 1.5m Blowdown Wind Tunnel[C]. Ankara: AGARD FDP Symposium on Aerodynamics of Store Integration and Separation CP-570, 1995.
- [16] Cenko A, Lee J, Hallberg E, et al. A Collaborative International Approach to Store Separation [J]. ITEA Journal, 2009, 30(1): 126-133.
- Uematsu T, Aso S, Tani Y. Supersonic Flight Separation Simulation for TSTO Launch Vehicles Considering Shock Wave Interaction Reduction [R]. AIAA 2012-0253.

- [18] 雷娟棉,吴甲生,肖雅彬.布撒器—子弹气动干扰风 洞实验研究[J]. 兵工学报,2005,26(4):535-539.
- [19] 秦永明,田晓虎,董金刚,等.串联布局飞行器级间 冷分离气动特性研究[J].实验流体力学,2014,28
 (1):38-43.
- [20] 于志松,王发祥,罗新福.两种特殊CTS试验技术的研究[J]. 流体力学实验与测量,2004,18(4):49-53.
- [21] 赵忠良,龙尧松,余 立,等.高超声速风洞子母弹 分离干扰测力试验技术[J].流体力学实验与测量, 2004,18(3): 32-35.
- [22] 王元靖,吴继飞,陶 洋,等.高超声速多体干扰与 分离试验[J]. 航空动力学报,2010,25(4):902-906.
- [23] 王志坚,伍贻兆,林敬周.某运载火箭级间分离喷流
 干扰风洞试验研究[J].实验流体力学,2009,23(2):
 15-19.
- [24] 林敬周,曹 程,吴彦森,等.多喷流干扰级间热环境风洞试验研究[J].实验流体力学,2012,26(3): 1-5.
- [25] Loran L Wingfield. Staging Evaluation of a Two-Stageto-Orbit Vehicle at Mach 8[R]. AIAA 2001-1815.
- [26] 黄叙辉,罗新福,于志松.FL-24风洞新型捕获轨迹 系统设计与发展[J].空气动力学学报,2008,26(2): 145-149.

(编辑:朱立影)