

文章编号: 1000-8055(2010)04-0902-05

高超声速多体干扰与分离试验

王元靖^{1,2}, 吴继飞², 陶 洋², 罗新福², 钱丰学²

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 进行了高超声速飞行器多体系统分离过程中存在的气动力干扰试验研究. 试验模型是某构型的可重复使用航天飞行器, 由助推器以及再入体两部分组成. 研究在 FL-31 风洞中进行, 试验马赫数为 $Ma=6.97$. 试验结果表明: 分离过程中助推器和再入体之间存在复杂的激波干扰现象, 多体系统分离过程中的气动干扰本质上是激波干扰引发的.

关 键 词: 高超声速; 飞行器; 风洞试验; 多体干扰与分离; 激波干扰

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Hypersonic experimental investigation on interference and stage separation of a multi-body system

WANG Yuan-jing^{1,2}, WU Ji-fei², TAO Yang², LUO Xin-fu², QIAN Feng-xue²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Investigation on aerodynamic interference during stage separation of a hypersonic multi-body system was conducted in this paper. A typical reusable space vehicle was applied in this research, which is composed of a booster and a reentry part. The test was conducted in FL-31 wind tunnel with Mach number of 6.97. The results show that, complicated shock wave interference exists in the multi-body system and this aerodynamic interference during stage separation is essentially induced by shock wave interference.

Key words: hypersonic; vehicle; wind tunnel test; multi-body interference and stage separation; shock wave interference

多体干扰与分离动力学是亚轨道飞行器、重复使用跨大气层飞行器和通用再入飞行器研制中的一个关键技术问题, 关系到演示验证能否成功^[1-7].

在飞行演示验证的分离起始段及分离过程中, 存在严重的激波/激波、激波/边界层、激波/旋涡等强干扰问题, 将直接影响飞行试验平台和演示验证样机的气动特性. 如果设计不合理, 很可能

导致飞行试验平台和演示验证样机的分离失败, 甚至会发生相互碰撞等严重后果^[8-11]. 本研究在 FL-31 高超声速风洞建立了多体干扰与分离试验技术, 同时对多体干扰与分离时的气动力问题作了适当研究. 试验结果表明: 研究制定的多体干扰与分离试验技术方案合理, 得到的气动力规律明显, 结果显示在分离过程当中分离体之间存在明显的激波干扰现象.

收稿日期: 2009-04-17; 修订日期: 2009-06-10

基金项目: 空气动力学国家重点实验室基金(SKLA2009A0103); 863 项目(2007AA702109); 国际科技合作项目(2007DFA70880)

作者简介: 王元靖(1976-), 男, 山东烟台人, 助理研究员, 博士, 主要从事风洞试验研究.

1 试验设备和模型

1.1 风洞

研究在 FL-31 风洞中进行, 该风洞是一座直径为 0.5m 的常规高超声速风洞. 针对该研究发展的试验技术具有上投放机构和下投放的五自由度机构两套模型支撑机构. 上投放机构具有 1 个自由度 α 五自由度运行参数范围为: 攻角 $\alpha = 5^\circ \sim 50^\circ$, 侧滑角 $\beta = -12^\circ \sim 12^\circ$, 滚转角 $\gamma = -180^\circ \sim 180^\circ$, 轴向 $X = -0.30 \sim 0.30$ m, 法向 $Y = -0.8 \sim 0.09$ m.

1.2 模型

试验模型由再入体模型与助推器模型组成. 模型在风洞中的安装示意图见图 1.

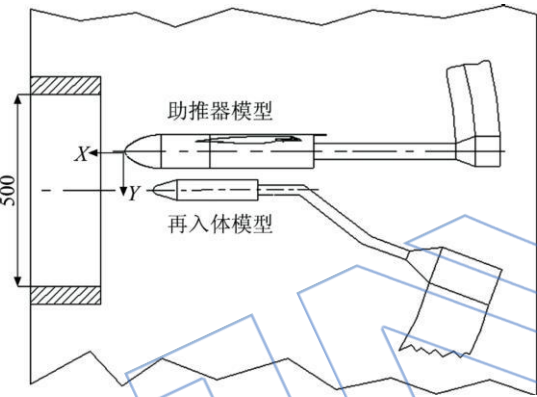


图 1 模型在风洞中的安装示意图

Fig. 1 Installation of the model in the wind tunnel

如图 1 中所示, 采用尾支撑方式安装于上投放机构上的模型称之为助推器模型, 采用尾支撑方式安装在下投放的五自由度机构上的旋成体模型称为再入体模型.

试验时模型均采用倒装的形式, 坐标系的确定规则如下: 坐标原点位于助推器模型头尖部, X 轴沿助推器轴向向前为正, Y 轴为垂直于 X 轴竖直向下为正, 文中给定的法向距离 Y 指的是再入体模型的轴线与助推器轴线之间的距离.

1.3 天平及采集设备

研究利用 5N6-22C 六分量水冷天平和 5N6-14B 六分量中温天平分别测量助推器模型和再入体模型上的气动力, 两台天平的设计载荷及静校结果分别见表 1 和表 2.

试验时使用应变式压力传感器测量风洞前室

总压, 电压信号经 PRESTON 检测系统采样、放大与模数转换, 最终经计算机处理, 实时提供试验数据.

表 1 5N6-22C 天平设计指标

Table 1 Performance of the 5N6-22C gauge balance

项目	设计载荷	校准载荷
力 F_Y / N	500	500
力矩 $M_Z / (\text{N} \cdot \text{m})$	20	24
力 F_X / N	100	120
力矩 $M_X / (\text{N} \cdot \text{m})$	4	4
力 F_Z / N	300	320
力矩 $M_Y / (\text{N} \cdot \text{m})$	10	12

表 2 5N6-14B 天平设计指标

Table 2 Performance of the 5N6-14B gauge balance

项目	设计载荷	校准载荷
力 F_Y / N	80	80
力矩 $M_Z / (\text{N} \cdot \text{m})$	3	3.2
力 F_X / N	25	30
力矩 $M_X / (\text{N} \cdot \text{m})$	0.5	0.6
力 F_Z / N	20	24
力矩 $M_Y / (\text{N} \cdot \text{m})$	1	1.2

1.4 网格测力点的分布

助推器模型的位置和姿态在试验过程中是固定的, 因此以助推器模型作为基准确定再入体模型的相对位置. 确定助推器模型与再入体模型的初始相对位置作为网格测力的起始点. 结合数值模拟得到的多体系统激波分布, 确定再入体模型从初始位置沿 X 轴向前运动直到离开助推器头激波干扰区的距离, 在这段距离上等距分布网格测力点.

图 2 给出了网格测力点的分布示意图.

1.5 试验条件

试验过程中助推器模型保持攻角 $\alpha_1 = 0^\circ$, 再入体模型攻角 $\alpha = 0^\circ, 2^\circ$. 基于助推器平均气动弦长的雷诺数为 5.4×10^6 , 基于再入体最大直径的雷诺数为 6×10^5 . 试验马赫数为 $Ma = 6.97$.

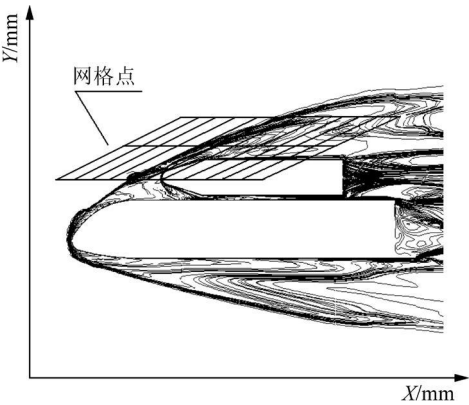


图 2 测力网格点的分布示意图

Fig.2 Sketch of the distribution of the grid

2 试验结果与分析

2.1 自由流试验结果

为了分析多体系统分离过程中助推器与再入体之间的相互干扰, 首先分别进行了助推器和再入体在无干扰时的气动特性研究.

图 3 和图 4 分别给出了助推器和再入体的自由流试验结果(图中 C_{m1} , C_{n1} 代表助推器的俯仰力

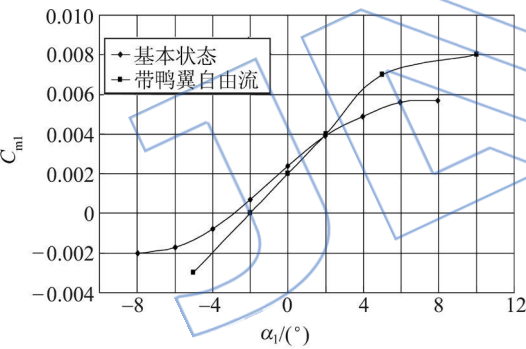


图 3 助推器模型在自由流中的气动特性

Fig.3 Aerodynamics characteristics of the booster in free stream

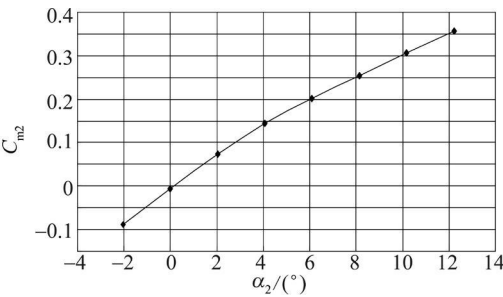


图 4 再入体模型在自由流中的气动特性

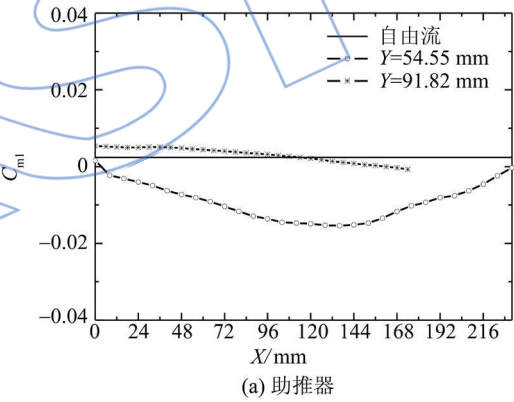
Fig.4 Aerodynamics characteristics of the reentry part in free stream

矩和法向力, C_{m2} , C_{n2} 代表再入体的俯仰力矩和法向力, 以下同). 考虑到鸭翼的影响, 本研究所用再入体模型气动特性与对比模型(带鸭翼)的自由流试验规律基本一致; 再入体模型的法向力和俯仰力矩系数基本呈线性变化, 在小迎角 $\pm 2^\circ$ 范围内对称性较好, 同时结果表明了本研究试验数据的合理性.

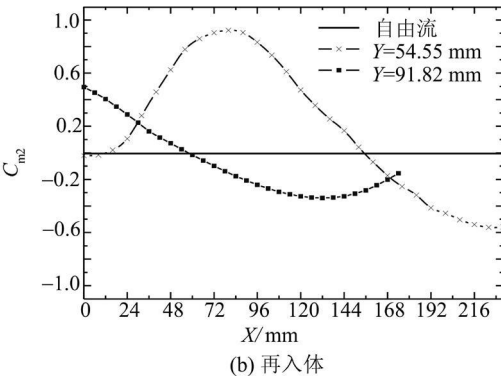
2.2 多体分离过程中的相互干扰

图 5 给出了再入体模型攻角 $\alpha_2 = 0^\circ$ 时, 位于不同法向分离位置时对分离体系统气动特性的影响.

图中所示 $Y = 54.55\text{ mm}$ 处分离时的结果显示, 当再入体处在助推器头部激波区域内($X = 0\text{ mm}$ 附近), 受到的气动干扰较小, 当再入体穿越过助推器头部激波时, 受到的气动干扰急剧增大, 在 $X = 80\text{ mm}$ 附近, 对俯仰力矩的干扰达到最大, 随着 X 的进一步增大, 再入体的受到的气动干扰逐渐减小.



(a) 助推器



(b) 再入体

图 5 法向分离位置对分离体俯仰特性的影响($\alpha_2 = 0^\circ$)

Fig.5 Effect of normal distance between the system on the pitch moment of the system ($\alpha_2 = 0^\circ$)

图 6 显示了分离过程中再入体受到的气动干扰变化情况. 由图可知, $X = 0\text{ mm}$ 时再入体模型位于助推器模型的头激波后均匀流场, 气动特性与自由流中气动特性接近.

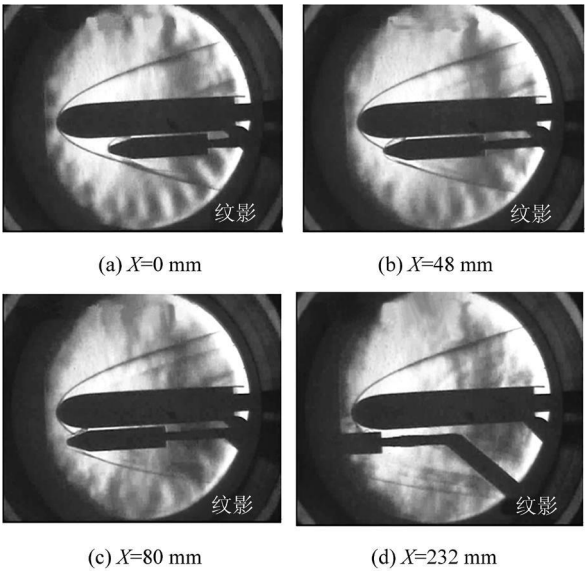


图 6 再入体分离过程中的干扰($Y = 54.55\text{ mm}$)
Fig. 6 Shock wave disturbance during the stage separation ($Y = 54.55\text{ mm}$)

随着 X 的逐渐增大, 再入体逐步穿越助推器头激波. $X \leq 80\text{ mm}$ 以前, 激波干扰主要发生在再入体的前部, 使再入体压心前移, 导致抬头力矩增加; 随着再入体继续前移, 激波干扰主要发生在再入体后段 (如 $X = 232\text{ mm}$ 处), 压心后移使得低头力矩开始逐步增加.

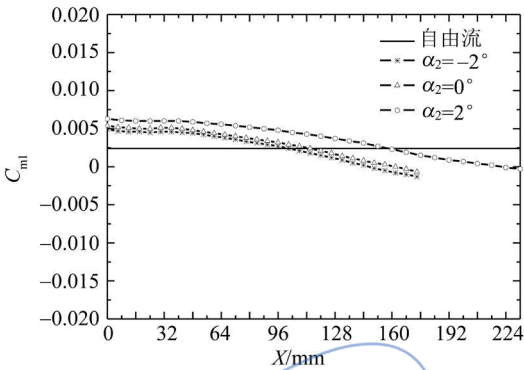
而再入体位于 $Y = 91.82\text{ mm}$ 时, 在整个分离区域内, 再入体均受到头部激波的干扰, 因此在 $X = 0\text{ mm}$ 处, 再入体即受到明显的激波干扰产生较大的抬头力矩, 随着 X 增大逐步产生低头力矩. 但与再入体位于 $Y = 54.55\text{ mm}$ 处相比, 此时再入体与助推器之间的气动干扰较弱.

多体系统在分离过程中的姿态角是不断变化的, 因此研究了再入体模型不同攻角分离时对系统气动特性的影响规律.

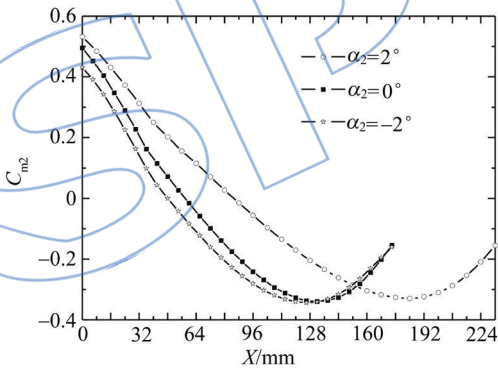
图 7 给出的是再入体位于 $Y = 91.82\text{ mm}$ 处时攻角改变对于分离体系统俯仰力矩的影响. 由图可知, 攻角 $\alpha = -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ$ 时引发的气动特性变化规律相同, 但是 $\alpha = 2^\circ$ 时俯仰力矩的变化较其他两个攻角下的变化平缓, 此时无论是助推器还是再入体的俯仰力矩的变向均推迟. 比如 $\alpha = 2^\circ$ 时, 再入体俯仰力矩变向位置推迟到了 $X = 88\text{ mm}$ 处, 且最大低头力矩推迟到了 $X = 184\text{ mm}$

处. 这主要是因为攻角和激波对压心位置的综合影响所致.

上述内容主要论述了分离过程对再入体模型气动特性的影响, 但是不可忽视分离过程对助推器模型的影响, 因为两者之间的相对运动会直接影响分离的安全性.



(a) 不同攻角下再入体分离对助推器的影响



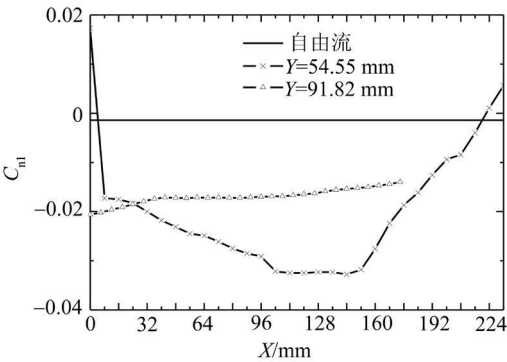
(b) 不同攻角下再入体分离对再入体的影响

图 7 再入体攻角对分离体分离特性的影响($Y = 91.82\text{ mm}$)

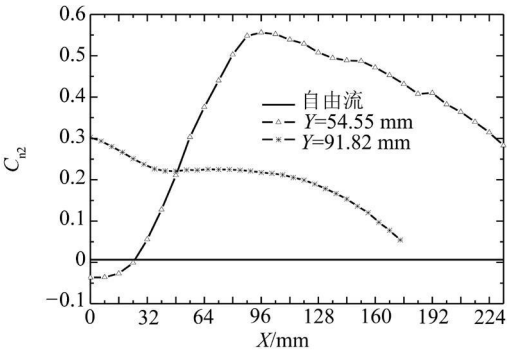
Fig. 7 Effect induced by the angles of attack of the reentry part on the separation characteristics of the multibody system ($Y = 91.82\text{ mm}$)

如图 8 给出了分离过程中对再入体和助推器模型法向力的影响. 由图可知, 分离过程中两者的法向力方向相反, 有利于安全分离, 但结合图 5 和图 7 中分离对俯仰力矩的影响曲线可知, 存在俯仰力矩方向相同的情况, 可能不利于安全分离. 目前采用的定常试验方法尚不能准确评估分离过程的安全性, 需要进一步发展动态试验模拟技术.

通过上述分析可知, 高超声速下多体干扰与分离的实质是激波干扰. 分离时, 再入体头部激波与助推器头部激波相交以及再入体穿越头部激波时受到的不断变化的激波干扰是造成多体干扰的原因所在.



(a) 再入体分离位置对助推器法向力的影响



(b) 再入体分离位置对再入体法向力的影响

图 8 分离位置对多体分离系统法向力的影响

Fig. 8 Effect of the normal distance between the two parts on normal force of the multi body

3 结 论

通过以上分析, 可以认为:

1) 多体系统分离过程中的气动干扰本质上是激波干扰引发的. 特别是助推器头激波对于再入体分离过程中的气动特性影响剧烈, 主要体现在对再入体俯仰特性的影响.

2) 多体系统的相互干扰受到法向分离位置

以及再入体分离攻角的较大影响, 这种影响与系统的分离安全性直接相关.

参考文献:

[1] Reubush D E. Hyper-X stage separation background and status[R]. AIAA 1999-4818, 1999.

[2] Liever P, Habchi S, Englund W, et al. Stage separation analysis of the X-43A research vehicle[R]. AIAA 2004-4725, 2004.

[3] Woods W C, Difulvio M, Holland S D. Hyper-X stage separation wind tunnel test program[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 811-819.

[4] Murphy K J, Erickson G, Goodliff S, et al. Experimental stage separation tool development in NASA Langley's unitary plan wind tunnel[R]. AIAA 2004-4727, 2004.

[5] Reubush D E, Martin J G, Robinson J S, et al. Hyper-X stage separation simulation development and results[R]. AIAA 2001-1802, 2001.

[6] Holden M S, Harvey J, MacLean M, et al. Development and application of a new ground test capability to conduct full scale shroud and stage separation studies at duplicated flight conditions[R]. AIAA 2005-696, 2005.

[7] Murphy K J, Buning P G, Pamadi B N, et al. Overview of transonic to hypersonic stage separation tool development for multi stage to orbit concepts[R]. AIAA 2004-2595, 2004.

[8] Decker K, Laschka B. Unsteady aerodynamics of a hypersonic vehicle during a separation phase[J]. Fluid Dynamics Journal, 2002, 10(4): 477-482.

[9] Bermúdez L M, Gladden R D, Jeffries M S, et al. Aerodynamic characterization of the Hyper-X launch vehicle[R]. AIAA 2003-7074, 2003.

[10] Donahue B, Works B P, Huntsville A L. Air launched mini shuttle[R]. AIAA 2001-3963, 2001.

[11] Sarigut Klijn N, Noel C, Sarigut Klijn M. Air launching earth to orbit vehicles: delta V gains from launch conditions and vehicle aerodynamics[R]. AIAA 2004-872, 2004.