

进气道整流罩全尺度动态分离试验研究

朱国祥¹, 王磊^{1,*}, 苑朝凯², 王春²

(1. 北京空天技术研究所, 北京 100074; 2. 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)

摘要:进气道整流罩可以有效避免低马赫数飞行条件下进气道不起动的问题,在高速飞行器中得到广泛使用。整流罩分离过程直接关系到飞行器安全,在地面进行全尺度整流罩分离过程试验验证非常必要。利用JF-12激波风洞设备结构简单、尺度大和动压较高的优势,推导了适用于高速动态分离试验的相似准则,发展了高速分离轨迹观测技术、精确时序控制技术以及必要的风洞防护措施,建立了基于JF-12激波风洞的高速动态全尺度分离试验技术。利用该技术,针对配有进气道整流罩的飞行器前体,以50kPa动压试验条件实现了高动压(100kPa)条件下的动态分离轨迹模拟。

关键词:动态分离;进气道整流罩;相似准则;激波风洞;分离轨迹观测

中图分类号:V211.71 **文献标识码:**A

The experimental investigation on full-scale dynamic separation for an inlet shroud

Zhu Guoxiang¹, Wang Lei^{1,*}, Yuan Chaokai², Wang Chun²

(1. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China; 2. State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The inlet shroud is widely used in high-speed vehicles since it can avoid unstart phenomenon under the low Mach number flight condition. As the separation process directly determines the safety of the flight vehicle, it is necessary to testify the separation process in the ground testing. In this paper, the advantage of the JF-12 shock wind tunnel is utilized fully to develop the high-speed separation testing technique. The similarity criterion which is suitable for the high-speed separation is deduced for three testing purposes. The observation and identification methods are developed for the high speed separation trace. A set of the high-precision sequence control system is built. Some protection measures are adopted to avoid the risk from the high speed shroud. Using these techniques, a typical 2-dimensional forebody/inlet with the shroud was used for the separation testing in JF-12. The separation trace under the freestream condition of dynamic pressure 100kPa is obtained successfully by the testing freestream of dynamic pressure 50kPa.

Keywords: dynamic separation; inlet shroud; similarity criterion; shock tunnel; trace observation

0 引言

多体分离(包括机弹分离、整流罩分离、级间分离等)预测是飞行器设计研究的热点问题。分离过程直接关系到飞行器安全,非常关键。为避免低马赫数飞行时高速进气道出现的不起动问题,通常会采用进气

道整流罩,例如 HyCAUSE^[1]、HIFiRE^[2]、HyFly^[3]、HyShot^[4]飞行器都利用进气道整流罩改善低马赫数气动性能。该类整流罩在分离过程中存在复杂的流动现象(如复杂的激波干涉、强烈的非定常流动等),要准确预测分离轨迹,就必须复现分离体之间复杂的激波干扰和非定常流动,这是高速分离预测面临

收稿日期: 2018-11-13; 修订日期: 2019-03-02

*通信作者 E-mail: wanglei2146073@126.com

引用格式: Zhu G X, Wang L, Yuan C K, et al. The experimental investigation on full-scale dynamic separation for an inlet shroud. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(4): 45-51. 朱国祥, 王磊, 苑朝凯, 等. 进气道整流罩全尺度动态分离试验研究. 实验流体力学, 2019, 33(4): 45-51.

的一大难题。

高速分离预测目前主要依靠 CFD 计算,通常采用非结构动网格方法^[5-6]或重叠网格方法^[7-8]与六自由度方程结合,实现部件间的运动模拟。尽管 CFD 在很大程度上能够反映分离的流场特性,但仍需进行试验验证,地面验证试验必不可少。

在分离试验方面,目前较为成熟的是轨迹捕获试验技术(CTS),该技术已经广泛应用于低速机弹分离试验和级间分离试验。国内 FL-31 风洞开展了马赫数 6.97 的助推器和再入体分离试验^[9]以及子母弹分离干扰测力试验^[10],为高速风洞 CTS 试验技术奠定了良好基础。对于高速多体分离,CTS 试验还存在 3 个不足:(1) CTS 属于准定常试验,不能真实反映分离过程的非定常特性;(2) 薄壁结构整流罩没有空间安装测力天平,如安装则会破坏外形,无法准确模拟流动特征;(3) 整流罩分离姿态角变化范围往往较大(有可能超过 180°),而 CTS 试验机构难以实现如此大范围的姿态变化。因此,CTS 试验还无法完全满足高速分离的试验需求,有必要发展动态分离试验技术。

在动态分离试验方面,美国已经开展了一些尝试性试验。美国海军水面作战中心的 9 号超高速风洞开展了缩比 30%、风洞动压 25psia^[11]以及全尺度、风洞动压 90psia 的前体整流罩分离试验^[12],复现了马赫数 8、动压 90psia 飞行条件下的整流罩分离,展示了该风洞开展分离试验的能力。美国气动光学效应评估中心将 LENS II 激波风洞的有效运行时间提高到 100ms 以上,成功实现了马赫数 6 全尺度进气道整流罩分离试验^[13]。目前,国内的高速动态分离试验还未见公开报道。

本文针对一个带有整流罩的二维进气道前体模型,在中国科学院力学研究所 JF-12 激波风洞中开展动态分离试验研究,主要解决以下试验技术问题:

(1) 与低速分离试验不同,在高速条件下,重力对分离过程影响较小,若按照低速分离试验相似准则,可能会导致试验不可行,为此,本文推导了适用于高速动态分离的相似准则。

(2) 高速下的分离过程通常仅持续数十毫秒,而高速相机帧频通常在 2000 帧/s 左右,难以拍摄出清晰的分离体。本文提出直接观测、间接观测和标识点观测等 3 种可行的方法,解决高速分离体的轨迹观测难题。

(3) 激波风洞运行时间短,对试验时序的控制提出了更高要求。本文结合激波风洞运行特点确定有

效可靠的触发信号,建立精确的时序控制技术。

(4) 采取适当的风洞防护措施,避免高速分离体破坏风洞和测量设备。

基于以上试验技术,利用低动压(50kPa)试验条件模拟高动压(100kPa)条件下的全尺度动态分离过程。

1 试验模型及设备

1.1 试验模型

试验模型为带有整流罩的二维进气道前体模型,其中前体模型全长约 2m,整流罩模型全长 800mm,如图 1 所示。整流罩通过两侧的分离机构和尾端的折弯片与前体连接。折弯片相当于有阻尼的铰链约束,当折弯角度超过预设角度时就会断裂。图 2 为整流罩分离过程示意图。分离前,整流罩固连在前体上(图 2 的 A);在控制信号作用下,分离机构解锁,整流罩在气动力作用下开始绕定轴转动(图 2 的 B);达到预设角度时,整流罩与前体完全分离,在气动力作用下自由运动(图 2 的 C)。

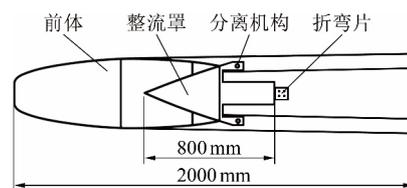


图 1 试验模型

Fig.1 The model of inlet and shroud

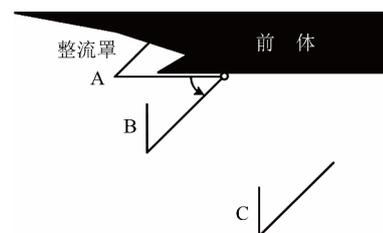


图 2 整流罩分离过程示意图

Fig.2 Schematic of the shroud separation process

整流罩是一个薄壁结构,分离机构解锁后,整流罩的受力类似于悬臂梁,在分离过程中存在较大的弹性变形。

整流罩的动态分离试验不但要模拟来流条件,还要模拟整流罩分离过程,除此之外,还需考核整流罩结构设计方案的可行性。

本文假定整流罩分离状态为马赫数 6、动压 100kPa,在 JF-12 激波风洞中模拟该状态下的分离过程。

1.2 JF-12 激波风洞

中国科学院力学研究所 JF-12 激波风洞全长 265m,其中驱动段长 99m,内径 420mm;被驱动段长 89m,内径 720mm;喷管出口直径 1.5 或 2.5m;试验

段直径 3.5m,长 11m。如图 3 所示。直径 2.5m 的喷管出口截面流场均匀区为 2.0m,有效运行时间在 120ms 以上。

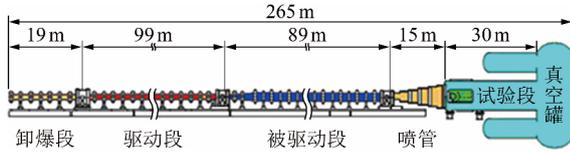


图 3 JF-12 激波风洞示意图^[14]
Fig.3 Diagram of the shock tunnel JF-12^[14]

JF-12 激波风洞典型模拟参数见表 1。其模拟的总温比常规高速风洞更高,但动压模拟能力低于整流罩分离状态的动压。

表 1 JF-12 激波风洞典型运行参数

Table 1 Typical conditions of shock tunnel JF-12

Ma	q/kPa	p_t/MPa	T_t/K	p/Pa	T/K
5	72.0	3.0	2498	4130	476
6	50.0	4.3	2470	1980	344

选择 JF-12 激波风洞开展动态分离试验的主要原因是:(1) 激波风洞试验段为直径 3.5m、长 11m 的空管道,没有重要的试验设备,风洞防护风险最小,非常适合开展动态分离试验;(2) 风洞尺度大,可以采用全尺度模型,有利于分离机构和模型质量属性的设计。

2 高速动态分离试验相似准则

2.1 高速动态分离试验的特殊性

动态分离试验模拟参数要求有:(1) 模型几何相似;(2) 模拟马赫数相等;(3) 分离部件模型的质心位置与真实状态一致。

对于动态分离试验,为保证模拟的分离轨迹与飞行条件一致,模型与实物必须动力相似,即不仅要考虑作用在分离部件上的气动力,还必须考虑分离部件的惯性响应与重力影响,即弗劳德数 Fr 相等^[15-16]:

$$Fr = \frac{U_m^2}{L_m \cdot g_m} = \frac{U_f^2}{L_f \cdot g_f} \quad (1)$$

式中, U 为特征速度, L 为特征长度, g 为重力加速度。下标 m 和 f 分别表示风洞模拟条件和真实飞行条件。由于 $g_m = g_f$,所以:

$$L_m = \frac{U_m^2}{U_f^2} L_f \quad (2)$$

式(2)明确了模型缩比由风洞来流速度与飞行来流速度的比值唯一确定。低速分离试验,可以通过调节风洞来流速度获得合适的模型缩比;而高速风洞的来流速度基本固定,若根据速度比例确定的模型缩比过大,则无法安装分离机构,极大地限制了地面试验

的可行性。

实际上,与低速下的分离相比,高速下的分离存在特殊性。一方面,高速下的分离气动力远大于重力,且分离时间仅有两三百毫秒,重力对分离轨迹的影响可以忽略;另一方面,试验目的不同,对试验模拟程度的要求也不同。因此,高速下的动态分离试验不宜直接采用已有的低速投放试验相似准则。本节依据模拟程度将分离试验分为 3 类:动态分离轨迹模拟、动态分离非正常流动特性模拟、气动-结构耦合作用分离轨迹模拟。

2.2 动态分离轨迹模拟的相似参数

分离轨迹模拟是指模型和全尺寸实物分离过程的质心运动轨迹相似,绕质心转动的姿态相同,模拟的分离时间与飞行时间成比例关系,即分离部件的平动和转动是完全同步的。

飞行条件下的分离部件位移 L_f 与风洞条件下的位移 L_m 等于模型的尺度缩比 k_l ,即:

$$k_l \cdot L_m = L_f \Rightarrow \frac{1}{2} k_l \frac{F_m}{m_m} t_m^2 = \frac{1}{2} \frac{F_f}{m_f} t_f^2 \quad (3)$$

式中, F 为气动力, m 为分离部件的质量, t 为分离时间。分离部件受到的气动力为:

$$F = q \cdot S_{ref} \cdot C \quad (4)$$

式中, q 为动压, S_{ref} 为参考面积, C 为气动力系数。雷诺数 Re 对分离过程气动力系数的影响可忽略,所以 $C_m = C_f$ 。

将式(4)代入式(3)可得:

$$\frac{t_m^2}{t_f^2} = k_l k_q \frac{m_m}{m_f} \quad (5)$$

式中, k_q 为飞行条件与风洞条件的动压之比。

由于模型的姿态角 θ_m (包括俯仰角、偏航角和滚转角)和实物的姿态角 θ_f 应相等,即:

$$\theta_m = \theta_f \Rightarrow \frac{1}{2} \frac{M_m}{I_m} t_m^2 = \frac{1}{2} \frac{M_f}{I_f} t_f^2 \quad (6)$$

式中, I 为分离部件的转动惯量, M 为气动力矩。分离部件受到的气动力矩为(L_{ref} 为参考长度):

$$M = q \cdot S_{ref} \cdot L_{ref} \cdot C \quad (7)$$

同样忽略雷诺数 Re 的影响,即 $C_m = C_f$ 。

将式(7)代入式(6)得:

$$\frac{t_m^2}{t_f^2} = k_l^3 k_q \frac{I_m}{I_f} \quad (8)$$

结合式(5)和(8),模拟分离轨迹时质量与转动惯量应满足:

$$\frac{m_m}{m_f} = k_l^2 \frac{I_m}{I_f} \quad (9)$$

通过推导可知,平动与转动不匹配是由缩比导致的,因此,对于非定常流动不明显的分离问题,只要模型的相对质量是相对转动惯量的 k_l^2 倍即可保证分离轨迹的模拟。特别是当采用全尺度模型时,则可以直接采用真实状态的分离部件,若进一步保证质量缩比 m_m/m_f 等于动压比 k_q ,则试验模拟的分离时间 t_m 与真实状态分离时间 t_f 相等。

2.3 动态分离非定常流动特性模拟的相似参数

对于动态分离非定常流动特性的模拟试验,除了保证分离轨迹的模拟,还需要进一步模拟时间尺度。

在运动轨迹相似的情况下,模型和实物的流动尺度与几何尺度之比相等,即:

$$\frac{L_m}{U_{\infty m} t_m} = \frac{L_f}{U_{\infty f} t_f} \Rightarrow \frac{t_m}{t_f} = \frac{k_u}{k_l} \quad (10)$$

式中, $U_{\infty m}$ 、 $U_{\infty f}$ 分别表示飞行条件和风洞条件的来流速度, k_u 为飞行条件与风洞条件的特征速度之比。将式(10)代入式(5)和(9),模型的质量属性就唯一确定,即:

$$\begin{cases} m_m = \frac{k_u^2}{k_l^3 \cdot k_q} m_f \\ I_m = \frac{k_u^2}{k_l^5 \cdot k_q} I_f \end{cases} \quad (11)$$

因为 $k_q = \frac{\rho_{\infty f}}{\rho_{\infty m}} k_u^2 = k_u^2 \cdot k_p$ (其中, k_p 为真实来流密度与试验来流密度之比), 有:

$$\begin{cases} m_m = \frac{1}{k_l^3 k_p} m_f \\ I_m = \frac{1}{k_l^5 k_p} I_f \end{cases} \quad (12)$$

可见,要模拟动态分离过程的非定常流动特性,模型的质量属性是由尺度缩比 k_l 和来流密度比 k_p 唯一确定的。

对分离过程的姿态角进一步展开:

$$\theta_m = \theta_f \Rightarrow \omega_m \cdot t_m = \omega_f \cdot t_f \quad (13)$$

式中, ω 为分离部件的角速度。

将式(10)代入式(13),可得:

$$\frac{\omega_m \cdot L_m}{U_{\infty m}} = \frac{\omega_f \cdot L_f}{U_{\infty f}} \quad (14)$$

式(14)是动导数试验的相似参数——减缩频率^[16]。在动导数试验中,模型只有姿态角的变化,减缩频率实际上是保证了姿态角变化的时间尺度与流动尺度相匹配。动态分离非定常特性的模拟试验,则是在此基础上进一步要求质心平动的时间尺度也与姿态角变化和流动的时间尺度一致。

2.4 气动-结构耦合作用分离轨迹模拟的相似参数

由于动态分离试验可以模拟实际分离过程的非定常气动力载荷,能够反映出分离过程中约束突变导致的冲击力等,因此动态分离试验可以等效模拟气动-结构耦合作用以及分离机构可行性等,实现分离方案的系统性验证。

来流动压直接决定了整流罩气动力大小,是该类风洞试验的关键参数。为模拟气动-结构的耦合作用,整流罩的质量属性首先应满足式(9),同时整流罩的刚度 K 、强度 σ 的缩比等于动压比 k_q 。

$$\begin{cases} \frac{K_m}{K_f} = \frac{q_m}{q_f} = k_q \\ \frac{\sigma_m}{\sigma_f} = \frac{q_m}{q_f} = k_q \end{cases} \quad (15)$$

在保证外型面几何相似的前提下,通过更换材质或改变整流罩内型面结构设计等方法实现模型刚度、强度的缩比。为降低试验难度,应尽可能选择动压较高、尺度较大的风洞,尽可能采用全尺度真实模型。

3 分离轨迹观测及辨识技术

分离轨迹观测的难点主要是由曝光时间短、模型亮度不足造成的。从解决模型亮度不足的角度出发,经过试验研究提出了3种可行的方法:直接观测法、间接观测法和标识点观测法。

3.1 直接观测法

分离轨迹直接观测法原理如图4所示。该方法对移动物体的漫反射亮度要求较高,需要高强度光源。但此类光源属于热光源(如钨灯、高压钠灯、脉冲氙灯等),在高真空环境中灯体会爆炸,故需在试验段外布置此类光源,或者将光源与外界大气连通。例如,美国海军水面作战中心在9号超高速风洞中开展的整流罩分离试验中,将20个1000W的石英灯以铝盒和Lexan玻璃面板密封后,布置在试验段内^[11]。

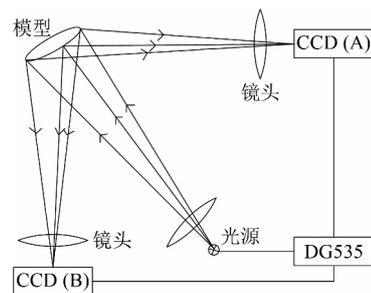


图4 分离轨迹直接观测方法
Fig.4 The direct observation of separation trace

3.2 间接观测法

分离轨迹间接观测法原理如图 5 所示。高速相机间接观测到运动物体的影子,根据物体影子的边缘获得分离轨迹。该方法不需要强光源,但需要大面积的背景光(可采用 LED 灯板,冷光源,固态封装,在真空环境中能正常工作)。根据风洞和试验模型的情况,本文选择该方法进行轨迹观测。

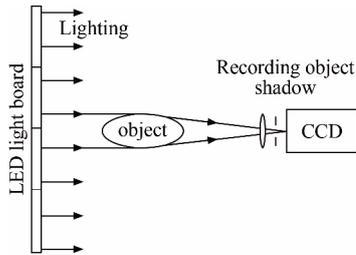


图 5 分离轨迹间接观测方法
Fig.5 The indirect observation of separation trace

3.3 标识点观测法

标识点观测法是在分离部件上安装高亮度 LED 点光源作为标识点,高速相机可以记录下标识点的轨迹。该方法要求分离部件内有足够空间安装 LED 点光源以及电池,不太适用于薄壁结构进气道整流罩。

3.4 轨迹辨识

轨迹辨识是利用模型和背景在光强上存在的差异,识别出图像中灰度梯度较大的点,这些点形成的边界就是模型的边缘,然后根据模型固定的几何关系即可求出其质心运动轨迹和姿态角变化。

由于高速流场中有激波存在,或者流场密度不均匀,会导致获取的图像灰度分布不均匀,含有大量噪声。噪声在图像中表现为灰度值快速变化的区域,这和模型边缘具有相似的性质(灰度梯度很大)。模型边缘信息淹没在大量噪声中,提取难度加大,如果不对噪声进行处理,就会降低边缘检测精度。本文选用形态学开运算来滤除噪声。形态学开运算完全删除了不能包含结构元素的对象区域,平滑了对象轮廓,断开了狭窄连接,去掉了细小突出部分,能够较好地滤除流场图像噪声,其后通过边缘检测得到的模型边缘清晰、连续、定位准确。

作为示例,图 6 给出了辨识出的某分离时刻下整流罩尾端下边界灰度梯度较大的一系列点,以最小二乘法将其拟合为直线,该直线即为所要辨识的整流罩边缘。

3.5 高速相机

为获得分离部件的三维轨迹,试验中需在分离部件正侧方和模型正下方分别布置 1 台高速相机(帧频

3600 帧/s,分辨率 1024pixel×1024 pixel),形成 2 个正交观测面,以简化三维轨迹的处理。

高速相机布置于试验段内,需解决其防护与散热问题。与直接观测法的光源处理方法类似,将高速相机置于密闭金属盒内,以抗压软管供电缆走线及空气流通,如图 7 所示。

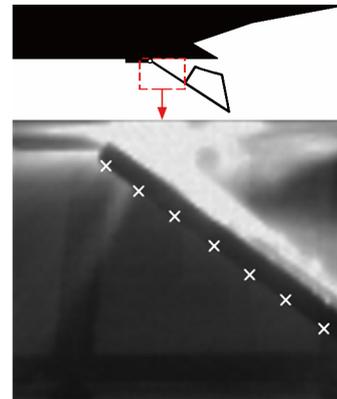


图 6 某时刻整流罩尾端边界辨识
Fig.6 Identification of rear boundary of the shroud

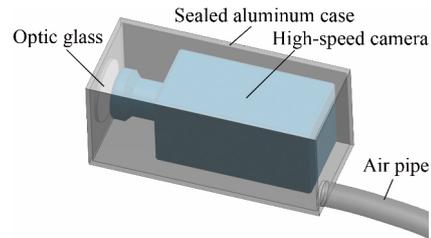


图 7 高速相机保护装置示意图
Fig.7 The protection device for high-speed camera

4 精确时序控制技术

JF-12 激波风洞有效运行时间约 120ms,如何在试验中有效进行时序控制,也是试验成功的关键。高精度同步控制系统采用的数字延时脉冲发生器,可提供 4 路独立的延时通道和 2 路完整的脉冲输出,延时分辨率高达 5ps,通道之间的抖动小于 50ps。

经多次试验反复验证,激波管驻室端的压力传感器(图 8 中的 P)信号跃升至风洞流场完全建立所需时间基本维持在 7ms 左右,因此选取该压力传感器信号作为整个试验开始的触发信号,即试验时序的零点。

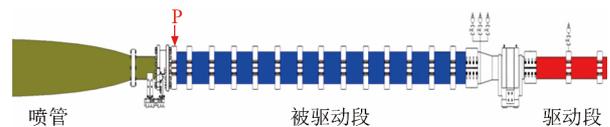


图 8 时序触发信号传感器位置示意图
Fig.8 Diagram of sensor position for timing trigger signal

根据触发信号制定了图 9 所示的试验时序过程。驻室端压力传感器信号跃升,触发时序控制系统启动,同时启动高速相机、脉动压力采集等测量设备(这

些系统响应时间都是微秒级)。触发信号后预留 10ms 以保证风洞流场充分建立,然后触发分离机构信号。分离机构解锁时间在 15ms 以内,所以整流罩最晚在 25ms 时开始分离。这样的时序控制可以保证分离过程有效时间达到 95ms 以上,满足分离运动对时间的需求。

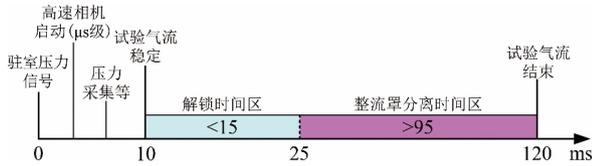


图 9 整流罩分离试验时序
Fig.9 Time sequence of shroud separation test

5 风洞防护

高速分离整流罩掉落在风洞内存在较大破坏风险。由于激波风洞试验段结构简单,没有测量设备、阀门等,只需对整流罩可能的落点区进行防护即可。若在常规高速风洞内开展分离试验,应尽可能将分离体回收,避免破坏风洞设备。

在本试验中,整流罩向下分离会落到试验段下壁面。为此,在试验段底部 120° 的区域内安装可拆卸防护板,如图 10 所示。同时,为防止整流罩分离与壁面碰撞后形成的高速碎片正面撞击试验段底部,在试验段靠近尾端处安装一张松弛的钢丝防护网。

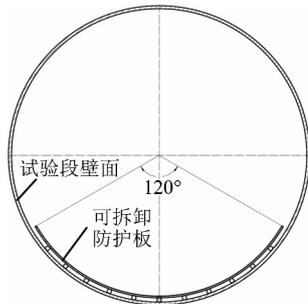


图 10 可拆卸移动隔离板
Fig.10 Removable isolation plate

6 动态分离试验结果

针对图 1 所示的模型,在 JF-12 激波风洞中开展分离方案系统性模拟试验。试验采用全尺度模型,通过尾支撑安装在 JF-12 激波风洞试验段内,如图 11 所示。为给整流罩提供较大的流场均匀区,试验模型安装在喷管轴线上方。采用间接观测法进行轨迹观测,在模型侧方安装大块 LED 灯作为背景光源,同时在模型另一侧布置高速相机。

在马赫数 6 时,JF-12 激波风洞动压约 50kPa。为模拟动压 100kPa 来流条件下的气动-结构耦合作

用分离过程,整流罩质量属性需满足式(9)和(15)。

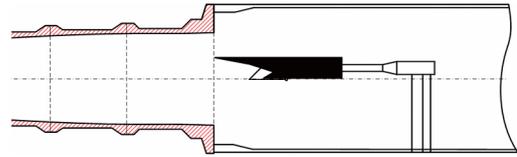


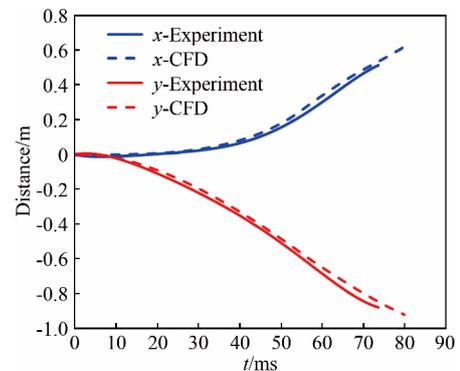
图 11 试验模型在风洞中的安装示意
Fig.11 Sketch for the test model in wind tunnel

整流罩有绕定轴转动和自由运动两个过程,需考虑其绕定轴的转动惯量 I_{oz} 和绕质心的转动惯量 I_{cz} 。整流罩的质量属性见表 2。若试验为有侧滑角状态,还必须考虑其他两方向的转动惯量。整流罩质量属性的设计主要通过更换材质和调节配重块实现,通常先将质量设计到最小允许值,然后在内腔增加配重块,依次调节质心、转动惯量和质量。整流罩质量、转动惯量的缩比也等于动压比,所以试验条件下的分离时间与模拟条件一致。

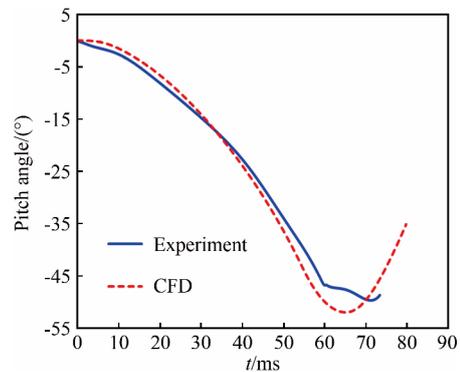
表 2 整流罩的质量属性
Table 2 Mass properties of shroud

	m/kg	$I_{cz}/(kg \cdot m^2)$	$I_{oz}/(kg \cdot m^2)$
模拟条件	20	1.0	5.50
试验条件	10	0.5	2.75

利用 CFD 开展了马赫数 6、动压 100kPa 条件下的动态分离计算,与试验结果的对比如图 12 所示。



(a) 质心位移量对比



(b) 角度对比

图 12 试验与 CFD 计算分离轨迹对比

Fig.12 Comparison of separation trace between experiment and CFD

试验与 CFD 计算的位移量一致,58ms 以前的角度也基本一致;而在 58ms 后,角度出现差异,这个差异主要是由于 CFD 未模拟结构弹性而导致的(试验中,整流罩出现较大变形,尤其是折弯片断裂后,整流罩尾端弹性变形力释放,导致角度差异较大)。

7 结 论

针对高速动态分离试验难题,结合高速动态分离特点,忽略重力影响,并按模拟程度将分离试验分为动态分离轨迹模拟、分离过程非定常流动特性模拟、气动-结构耦合作用分离轨迹模拟等 3 类试验,简化了相似准则要求,提升了高速动态分离风洞试验的可行性。针对带有整流罩的二维进气道前体模型,在 JF-12 激波风洞中以低动压风洞试验条件成功模拟高动压分离条件全尺度动态分离过程,试验获得的分离轨迹与 CFD 计算结果基本一致,相互印证,表明了试验技术的可行性。采用本文试验方法,JF-12 激波风洞具备了开展全尺度模型或实物动态分离试验的能力。

参考文献:

- [1] Walker S H, Rodgers F C, Esposito A L. Hypersonic Collaborative Australia/United States Experiment (HyCAUSE) [R]. AIAA-2005-3254, 2005.
- [2] Gruber M R, Jackson K, Liu J W. Hydrocarbon-fueled scramjet combustor flowpath development for Mach 6-8 HIFiRE flight experiments[R]. AFRL-RZ-WP-TP-2010-2243, 2008.
- [3] Brase L O, Haudrich D P. Flutter and divergence assessment of the HyFly missile[R]. AIAA-2009-2462, 2009.
- [4] Hass N E, Smart M K, Paull A. Flight data analysis of HyShot 2[C]//Proc of AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2005.
- [5] 徐敏, 刘振. 基于多块嵌套结构动网格的拦截弹防热保护罩的二维分离模拟[J]. 计算力学学报, 2007, 24(3): 375-378.
Xu M, Liu Z. Two-dimensional simulations about the separation of the interceptor missile shroud covers based on moving multi-block chimera structure grids [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2007, 24(3): 375-378.
- [6] Cavallo P A, Dash S M. Aerodynamics of multi-body separation using adaptive unstructured grids[R]. AIAA-2000-3949, 2000.
- [7] Wang S Y, Li C, Chen W. Numerical investigation on unsteady flows with an air-breathing hypersonic vehicle during its shroud separation[R]. AIAA-2017-2335, 2017.
- [8] Buning P G, Wong T C, Dilley A D, et al. Prediction of Hyper-X stage separation aerodynamics using CFD[R]. AIAA-2000-4009, 2000.
- [9] 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.
Wang Y J, Wu J F, Tao Y, et al. Hypersonic experimental investigation on interference and stage separation of a multi-body system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 902-906.
- [10] 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]. 流体力学试验与测量, 2004, 18(3): 32-35.
Zhao Z L, Long Y S, Yu L, et al. Hypersonic wind tunnel interference force test of sub-munition reentry separation[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(3): 32-35.
- [11] Resch L R, Hedlund E R, Decesaris C A. Hypersonic shroud separation testing at the naval surface warfare center hypervelocity wind tunnel 9[R]. AIAA-92-2757, 1992.
- [12] Resch L, Decesaris C, Hedlund E R. The naval surface warfare center hypervelocity wind tunnel 9 hypersonic shroud separation testing capability[R]. AIAA-92-0676, 1992.
- [13] 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.
- [14] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831.
Jiang Z L, Li J P, Zhao W, et al. Investigation into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(5): 824-831.
- [15] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
Yun Q L. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000.
- [16] 李周复. 风洞特种实验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
Li Z F. Special experimental techniques in wind tunnels[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010.

作者简介:



朱国祥(1976-),男,湖北武汉人,研究员。研究方向:气动布局,风洞试验设计。通信地址:北京市丰台区云岗北里 40 号院(100074)。E-mail: guoxzh@sohu.com

(编辑:孙春晖)