高超声速飞行器后体推减阻高速 风洞试验技术



郭大鹏*,季军,李鹏,刘帅,宋孝宇

航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

摘 要:针对高超声速飞行器组合喷管与后体的一体化性能测试的需求,发展了一种后体推减阻试验技术,研制了双波纹管 天平系统和基于高精度数字阀的喷流质量流量控制系统,在FL-60风洞建立了由通气腹部支杆实现模型支撑及供气、内置 单天平实现气动力及推力测量、双金属波纹管实现双路喷流独立模拟且不传力等组成的双发飞行器后体推减阻试验系统, 实现了飞行器后体推减阻特性的测量,也可实现双发喷管推力特性测量。系统调试和风洞试验结果表明,试验系统运行稳 定、可靠、质量流量测量精度优于0.3%;后体推减阻特性规律合理,重复性精度达到国军标常规测力合格指标;建立的试验 系统可用于来流马赫数0.3~4.0、迎角0°、喷流总质量流量0~2.0kg/s的双发高超声速飞行器后体推减阻试验和带外流的推力 特性试验;提出的试验技术可进一步发展为全机推减阻试验技术。

关键词:组合喷管; 推减阻; 后体; 推力; 流量; 波纹管天平

中图分类号:V211.73 文献标识码:A

吸气式高超声速飞行器打破了空气动力学传统的外流 与内流的界限,飞行器机体和发动机形成的流场存在强烈的 耦合影响,其中之一便是发动机排出的燃气经尾喷管和后体 产生额外的气动力和力矩作用,并对推力做出贡献,同时也 会和气动控制面相互作用,影响飞行器的飞行状态、稳定性 和操纵性。因此需要同时提供飞行条件下发动机推进特性 及其对飞行器气动特性的影响,要求风洞试验能同时提供内 外流相互影响条件下的气动载荷以及喷管推进特性。另外, 由于发动机喷管射流与飞行器外流相互干扰的缘故,喷管对 飞行器后体布局很敏感,不合理的布局会使喷管推力减小, 或者使喷管阻力和机身后体阻力增大^[1-3]。因此发动机喷管 的安装特性和飞行器后体推阻评估技术具有重要意义。

高超声速飞行器对机身和发动机一体化设计要求高、 后体与喷管耦合影响强烈、内外流相互干扰使得后体与喷 管的布局优化迫在眉睫,客观上对发动机喷管推进特性及 飞行器全机/后体气动特性同时测量提出了需求。

推力矢量/后体推减阻试验的主要内涵是指试验模型 在有内流与外流共同作用、相互干扰的情况下对模型的外

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.11.009

部气动载荷和内流特性进行测试。根据不同的试验需求, 可以将飞行器外载划分为全机载荷和后体(喷管)载荷,前 者主要关心飞机的推力矢量控制律设计,后者主要关注飞 机的后体(推减阻)选型优化。从试验技术上来说,两者本 质上是一样的,区别只在飞机外部载荷界面的划分,影响测 量天平的设计载荷。

国外对推力矢量/后体推减阻试验研究开展较早,美国 在20世纪70年代就开始研究推力矢量试验技术,美国国家 航空航天局(NASA)兰利中心的16ft跨声速风洞及美国阿 诺德工程发展中心(AEDC)下辖的推进风洞16S和16T是 国外研究轴对称及非轴对称喷管静推力特性、矢量特性、安 装特性、飞机后体推阻特性试验的最著名单位。以美国国 家航空航天局兰利中心为例,其建设有16ft跨声速风洞的 静态试验系统、喷流试验台、5套单喷试验系统、三套双喷试 验系统等,依靠于强大的风洞及地面台对多种构型的飞机 和喷管开展了大量的推力矢量/后体推减阻试验研究,为F-15、F-18、F-22、F-35等型号推力矢量技术的应用提供了强 大的试验及设计技术支撑^[46]。

收稿日期: 2020-05-29; 退修日期: 2020-07-30; 录用日期: 2020-10-10 *通信作者:Tel.:13654212114 E-mail:379450304@qq.com

引用格式: Guo Dapeng, Ji Jun, Li Peng, et al. The thrust-minus-afterbody-drag wind tunnel experiment technique of hypersonic vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11):74-82. 郭大鹏, 季军, 李鹏, 等. 高超声速飞行器后体推减阻高速风洞试验技术[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11):74-82.

国内中国空气动力研究与发展中心对推力矢量/后体 推减阻风洞试验技术的研究开展较多,从参考文献[7]来 看,其在推力矢量试验技术方面研究较多,未见其在后体推 减阻试验技上,尤其是在宽速域推减阻试验技术上的研究 内容。中国航天空气动力技术研究院在喷流试验方向的主 要研究发展重点为横向喷流,未有公开文献显示其在推力 矢量/后体推减阻试验技术上的研究内容。

考虑到高超声速飞行器马赫数高、速域宽等特点,航空 工业空气动力研究院充分利用1.2m量级FL-60风洞的试 验段尺寸、结构以及最高马赫数4.0的特点,开展了高超声 速飞行器后体推减阻试验技术研究,策划了后体推减阻试 验及带外流推力特性试验方案,建立了相应的试验设备,实 现了马赫数0.3~4.0宽速域的飞行器后体气动力与双发喷 管推进特性同时测量。

1 总体技术方案

根据给定的组合喷管和后体结构,以实现双喷管喷流 同时独立精确模拟、推减阻特性和带外流推力特性的测量 为目的,结合FL-60亚跨超三声速风洞尺寸及结构,制订了 以单天平+双波纹管天平测力系统为核心的推减阻及带外 流推力特性试验技术方案(见图1)。方案采用通气腹撑转 尾撑的形式将试验模型支撑于风洞试验段中,模型内部设 计双通道供气管路分别向两个喷管提供用于喷流模拟的气 流,通过波纹管实现非测量端与测量端的连接,既保证了气 流的传递及密封,又消除了非测量端对测量端的干扰,内置 六分量杆式天平与支撑、波纹管共用同一非测量端,天平测 量端同时与两个波纹管的测量端的一端连接,波纹管测量 端的另一端分别连接喷管/后体。



Fig.1 Overall project of the technology

2 模型及支撑系统设计

为实现双喷管喷流同时独立模拟,模型内部布置了两条 独立的供气管路;为实现后体气动力和双喷管推力特性同时 测量,模型内部布置了一台六分量杆式测量天平;为实现喷 流落压比的精确模拟,喷管入口前分别设置有总压耙及整流 装置(孔板、蜂窝器)。由于模型内部轴向空间有限,天平、波 纹管、整流装置的尺寸及布置十分困难,天平与波纹管采用 并联式布局,既解决了轴向尺寸不足的问题,又减小了两心 距(天平校心与气动中心的距离),大大降低了试验中后体与 非测量部件干涉的风险。图2为模型内部结构布局。



Fig.2 The model configuration layout

模型采用通气腹撑转尾撑支撑形式(见图3)与弯刀机 构相连,高压空气通过尾支杆上的通气接头分别进入双侧 通气的支撑系统,在模型内部经过转折后,经整流装置整流 后再由尾喷管喷出。



Fig.3 The model support system

为了确保试验安全,利用正激波法对风洞试验冲击载 荷进行估算,并对支撑的强度进行了校核。最大冲击载荷 作用下计算得到的最大位移发生在支撑与模型连接处,约 24.27mm,对应的支撑与托板机构连接处平均应力约为 400MPa,材料屈服应力为880MPa,2.2倍安全系数满足使 用要求。

后体推减阻试验是以后体+喷管作为测力部件,后体和喷 管为一体形式,与其他非测力部件不干涉,天平同时测得后体 气动力及喷管推力。测力部件与非测力部件之间留有间隙并 采用特氟龙(Teflon)进行接触式密封,既可以保证密封性能又 消除了对测力天平的干扰,图4为推减阻试验结构。

带外流推力特性试验是以喷管作为测力部件,后体和 喷管为套筒形式,此时后体作为非测力部件与喷管外壁面 留有间隙,喷管内壁面型面及尺寸保持不变,图5为带外流 推力特性试验结构。



图 5 带外流推力特性试验模型结构 Fig.5 The model configuration of the propulsion characteristics test

3 波纹管天平系统设计及校准

推减阻/带外流推力特性试验需要引入高压空气来模 拟喷流的同时测量喷管推力。采用波纹管的目的正是为了 引入高压空气的同时又不影响天平测力,但波纹管内空气 的流通以及波纹管承压等因素都会影响波纹管刚度,从而 影响天平的测量。合理的波纹管天平优化设计可以大大减 小波纹管对天平测量的影响,但仍无法完全消除,必须进行 相应的修正,因此在设计时就应尽量减小波纹管对天平的 影响,而在使用前必须通过校准获得修正量才能保证试验 数据的精准度。波纹管天平系统的性能好坏直接决定试验 的成败,是推减阻试验关键设备,其设计及校准技术是推减 阻试验技术的核心。

3.1 波纹管天平系统设计

天平与波纹管采用并联式布局(见图6),即天平与波纹

管处于同一水平面,天平位于整个系统的中心,波纹管对称 分布于天平两侧。天平非测量端与供气管路共同固定于通 气支撑上,测量端通过连接件分别与波纹、整流段、喷管/后体 连接。为了使波纹管对天平的影响尽量小且易于修正,将波 纹管和天平视为一个整体(波纹管天平系统)进行优化设计 和校准,并使用波纹管天平系统的静校公式¹⁸⁻⁹进行试验。



Fig.6 The bellow balance system

波纹管天平系统的设计主要包含天平设计、波纹管设 计以及波纹管和天平组合优化设计。天平设计参数主要有 材质、设计载荷、应变、刚度和强度等;波纹管设计参数主要 有材质、承压、长度、内径、外径、波距、波厚、波高、波数、层 数、刚度等;组合优化设计参数主要是波纹管与天平的刚度 比,可见,波纹管天平系统优化设计是十分复杂的,为此开 发了一套基于 ANSYS Work Bench 的专门用于波纹管天平 系统优化设计软件,并研发了一种波纹管检测试验装置。 图7是光天平刚度有限元计算结果,图8为波纹管有限元模 型,表1为波纹管刚度计算与试验(阻力)结果对比,图9为 波纹管天平组合优化设计有限元模型,表2为波纹管天平 组合刚度计算结果(阻力)。

3.2 波纹管天平系统校准

波纹管天平系统校准的目的是获得波纹管天平公式以 及压力、灵敏度、动量的修正量。波纹管天平系统的校准是 在波纹管校准平台上进行的,校准的具体内容主要有:光天 平和波纹管天平系统的静态校准、压力校准、灵敏度校准、 动量校准和系统联合调试。

光天平和波纹管天平的静态校准是为了获得天平公 式,校准是在波纹管校准平台上完成的,表3为综合加载重 复性结果,表4为综合加载误差结果。结果表明波纹管天 平精准度达到国军标合格指标。

压力校准是为了确定波纹管在承压条件下对天平的影



图7 光天平刚度有限元计算结果

Fig.7 Results of single balance stiffness



图8 波纹管刚度计算有限元模型

Fig.8 Bellow finite-element model

表1 波纹管刚度试验与计算对比(阻力)

Table 1 Bellow fitness results contrast(drag)

长度/mm	50mm	75m	100mm	
波节数	8波	12波	16波	
计算值/N	30.72	20.48	15.36	
试验值/N	24.66	17.54	13.32	
差量/N 6.06		2.94	2.04	
相对量/%	21.88	15.47	14.20	

响量。一个性能优良的波纹管天平具有承压条件下对天平 零点影响小、线性、重复性好等特点。压力校准分为左侧波 纹管充压校准、右侧波纹管充压校准、两侧波纹管同时充压 校准以及重复性校准。表 5~表8分别是左侧、右侧、双侧波 纹管校准结果及重复性结果。

由上述结果可知,波纹管充压对天平零点影响较小、影 响量随压力变化线性度好、重复性良好,且两侧波纹管压力 影响互相不耦合,易于数据修正。

灵敏度校准是为了获得带载条件下波纹管承压对天平 的影响量。该影响量国外称之为"给天平加力时波纹管压



图9 波纹管天平组合优化设计有限元模型 Fig.9 Combination optimizing finite-element model

表2 波纹管天平组合刚度计算结果(阻力)

Table 2 Combination fitness results(drag)

施加阻力/N	天平力/N	波纹管力/N	波纹管/天平 (刚度比%)
-400.0	399.29	0.71	0.18
-400.0	399.53	0.47	0.12
-400.0	399.64	0.36	0.09

表3 综合加载重复性结果

Table 3 Results of repetition

项目		Y/kg	$M_z/$ (kg·m)	$M_x/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m})$	X/kg	Z/kg	$M_y/$ (kg·m)
设计	设计载荷		±15	±15	120	50	20
校准	隹载荷	±96	±7.2	±2.3	128	48	22.8
かくもの書	合格指标	0.20	0.20	0.30	0.30	0.20	0.20
际合加软 重有性	先进指标	0.06	0.06	0.10	0.10	0.06	0.06
里友住 (%FS)	光天平	0.04	0.12	0.20	0.03	0.07	0.02
(7013)	波纹管天平	0.06	0.14	0.24	0.08	0.09	0.03

表4 综合加载误差结果

Table 4 Results of accuracy

IJ	间	Y/kg	$M_z/$ (kg·m)	$M_x/$ (kg·m)	X/kg	Z/kg	$M_y/$ (kg·m)
设计	设计载荷		±15	±15	120	50	20
校准	校准载荷		±7.2	±2.3	128	48	22.8
かった ものまた	合格指标	0.40	0.40	0.50	0.50	0.40	0.40
综合加载 迟差	先进指标	0.10	0.10	0.20	0.20	0.10	0.10
庆左 (%FS)	光天平	0.11	0.38	0.45	0.13	0.20	0.32
(701'3)	波纹管天平	0.16	0.40	0.48	0.26	0.35	0.30

力影响"。对两侧波纹管分别在正负方向上施加单独的六 元载荷,每个载荷分为两个阶梯,在施加载荷的同时对波纹 管充压,充压范围为0.1~0.7MPa。共计进行48组校准,获 得2016个数据点,进而可绘制出36组修正曲线,但是得利 于波纹管天平的优化设计,灵敏度影响非常小(最大影响量

P / kPa	Y/N	$M_z/(N \cdot m)$	$M_x/(\mathbf{N}\cdot\mathbf{m})$	<i>X</i> / N	Z/N	$M_y/(N \cdot m)$	
108.00	1.14	0.01	0.08	-0.06	2.34	-0.10	
200.00	2.27	0.01	0.16	0.05	4.56	-0.20	
302.00	3.40	0.02	0.25	-0.34	6.88	-0.29	
400.00	4.53	0.02	0.36	-0.73	9.44	-0.36	
499.00	5.66	0.03	0.48	-0.63	11.54	-0.46	
601.00	7.15	0.03	0.59	-0.86	13.76	-0.56	
710.00	8.42	0.01	0.69	-1.42	15.79	-0.61	

表5 波纹管压力校准结果(左侧) Table 5 Posults of proceure calibration (left)

200.00	2.27	0.01	0.16	0.05	4.56	-0.20
302.00	3.40	0.02	0.25	-0.34	6.88	-0.29
400.00	4.53	0.02	0.36	-0.73	9.44	-0.36
499.00	5.66	0.03	0.48	-0.63	11.54	-0.46
601.00	7.15	0.03	0.59	-0.86	13.76	-0.56
710.00	8.42	0.01	0.69	-1.42	15.79	-0.61

表6 波纹管压力校准结果(右侧)

٦	Table 6	8 Results of pressure calibration(right)				nt)
P / kPa	Y/N	$M_z/(N \cdot m)$	$M_x/(N \cdot m)$	X/N	Z/N	$M_y/(N \cdot m)$
120.00	3.32	0.11	-0.22	-0.19	-1.67	0.01
201.00	5.51	0.17	-0.31	0.12	-2.94	0.01
303.00	8.27	0.26	-0.51	-0.23	-4.47	0.02
400.00	11.02	0.34	-0.64	-0.26	-6.14	0.04
500.00	13.24	0.46	-0.77	-1.09	-7.33	0.08
602.00	16.00	0.54	-0.92	-1.44	-8.61	0.09
661.00	17.13	0.60	-1.08	-1.62	-9.02	0.09

表7 波纹管压力校准结果(双侧) Table 7 Results of pressure calibration(both)

P / kPa	Y/N	$M_z/({ m N}{\cdot}{ m m})$	$M_x / (N \cdot m)$	X/N	Z/N	$M_y/(N \cdot m)$
105.00	4.46	0.12	-0.07	-0.26	1.43	-0.10
210.00	8.35	0.21	-0.12	-0.68	2.43	-0.15
304.00	12.24	0.30	-0.18	-1.26	3.49	-0.24
406.00	16.12	0.39	-0.26	-1.83	4.26	-0.31
500.00	19.82	0.48	-0.34	-2.08	5.05	-0.38
602.00	23.89	0.58	-0.42	-2.82	5.84	-0.46
665.0	26.13	0.64	-0.47	-3.03	6.63	-0.53

表8 压力校准重复性 Table 8 Repetition of pressure calibration

P / kPa	$\Delta Y / N$	$\Delta M_z /$ (N·m)	$\Delta M_x / (N \cdot m)$	$\Delta X / N$	$\Delta Z / N$	$\Delta M_y / (\mathbf{N} \cdot \mathbf{m})$
106.00	-0.03	-0.05	-0.01	-0.01	0.24	0.00
200.00	-0.04	-0.05	-0.01	-0.67	0.24	0.00
300.00	0.15	-0.04	0.02	-0.35	0.24	0.00
402.00	-0.04	-0.05	0.00	-0.01	0.00	0.00
505.00	-0.04	-0.05	-0.01	-0.51	0.24	0.00
601.00	-0.22	-0.05	0.01	-0.17	-0.02	0.01
624.00	-0.93	-0.01	-0.12	0.21	-0.55	0.05

是*M*=36N·m, P=0.7MPa时 Y=2.7N), 大部分不需要修正, 本文仅对灵敏度影响量超过0.5N/(N·m)的天平分量进行 修正,包括施加M时充压对Y的修正、施加Z时充压对Z的 修正、施加M,时充压对Z的修正。

动量校准是为了获得波纹管在通气条件下对天平的影 响量。利用临界流文氏管进行流量影响校准,扣除相应的 压力影响量后即得动量影响量,对常用的流量700~1600g/s 进行了动量校准,并拟合出修正曲线,结果如图10所示,其 他天平分量的动量影响量不足0.3N/(N·m),不予修正。



Fig.10 Results of momentum calibration

系统联合调试主要是为了确定系统的可靠性、稳定性。 在推力测量平台中进行不同落压比条件下的通气联调试验, 动态检验天平测力数据的重复性、流量测量重复性以及天平 回零情况。表9给出了左侧喷管流量系数CmL、右侧喷管流量 系数 C_m 以及推力系数 C_a 的重复性试验均方根偏差,结果表 明天平回零正常,天平测力系统及流量测量重复性良好。总 之,通过以上校准数据可看出:波纹管天平系统的天平公式满 足国军标指标、压力对天平零点的影响及灵敏度的影响量小 且线性、动量影响小且趋于线性,易于数据修正,重复性好。

	10010 0 1110	. op oatoa i ooat				
	四年 205	流量系数 推力系				
	- 唤官	$\sigma_{c_{m_L}}$	$\sigma_{c_{m_{\mathrm{R}}}}$	$\sigma_{c_{fx}}$		
	左侧	0.0024	0.0029	0.0024		
	右侧	0.0027	0.0009	0.0026		

表9 波纹管天平系统的重复性 Table 9 The repeated results of bellow balance system

4 高精度流量测量及控制系统

喷流落压比和质量流量是动力模拟风洞试验必不可少的参数,直接参与推力的计算,必须对其精确的测量和模拟。为此采用高精度数字阀^[10](见图11)精确模拟喷流总压/流量,数字阀是由按二进制规则排列的文氏管组和电磁阀组成,利用PID反馈控制电磁阀的快速开关来控制各个喷管的通断从而实现流量/压力的精确控制。数字阀最大承压10MPa;流量可调范围0.001~8kg/s;喷流总压可调范围0.02~0.8MPa。图12是数字阀压力调试结果,喷流总压分别为260kPa和360kPa,分别对应流量为1698g/s和2200g/s,图13是数字阀阶梯变流量调试结果。



图 11 高精度数字阀 Fig.11 High accuracy digital valve



Fig.12 Control curve of total pressure



流量计是喷流质量流量精确测量的关键设备,喷流流量 的主要特点是工作压力高、流量大、精度要求高。而流量计的 校准压力均无法与试验中流量计真实工作压力相匹配,从而 影响实际测量精度,此外,不同的安装环境也会大大影响各类 流量计的测量精度,为此对科式流量计、文氏管流量计和CLJ 槽道流量计^[11]在实际工作条件下进行了系统的调试,鉴于科式 流量计的抗振动能力差、文氏管流量计更换条件复杂等问题, 最终选用CLJ槽道流量计。在实际工况下,流量输出范围为 0.42~1.67kg/s,槽道流量计单个测点的重复性精度最差为 0.20%,最优为0.05%,表10给出了CLJ槽道流量计调试结果。

表 10 CLJ 槽道流量计调试结果 Table 10 Testing results of CLJ channel flowmeter

质量流量	平均值	标准差	相对误差
符号	$\overline{\dot{m}}$ /(g/s)	$\sigma/(g/s)$	δ/%
测点1	425.23	0.72	0.17
测点2	707.76	0.72	0.10
测点3	987.60	0.48	0.05
测点4	1267.68	1.45	0.11
测点5	1548.40	1.55	0.10
测点6	1672.90	2.96	0.18

5 风洞试验及结果

为验证试验技术和试验设备能力,在FL-60风洞进行 了某高超声速飞行器双发后体推减阻和带外流推力特性测 力风洞试验^[12-13],试验马赫数为2.0、3.0、4.0,模型名义迎角 为0°,名义偏航角为0°,左侧喷流落压比为1、5.6、12、21;右 侧喷流落压比为5.6、12、21、93。

图 14 为 Ma=2.0、α=0°、NPR_L=1.0、5.6、12、21、NPR_R=

5.6时,推减阻试验轴向力系数*C*_x和侧向力系数*C*_x重复性曲线,其中*C*_x重复性均方根误差在0.0007~0.00020之间,*C*_x重复性均方根误差在0.0001~0.00045之间,结果表明:试验重复性达到国军标常规测力实验精度合格指标,说明试验系统正常、稳定,数据可信^[14-15]。



afterbody drag test

图15给出了带外流推力特性试验左侧喷管流量系数 *C_{m_L*和推力系数*C_f*重复性曲线,其中*C_{m_L}*重复性均方根误 差在0.0006~0.0025之间,*C_f*重复性均方根误差在0.0022~ 0.0034之间,结果表明:波纹管天平系统性能优异,数据修 正方法科学、合理,推力系数重复性优于0.4%,流量系数重 复性优于0.3%,均处于国内领先水平。}

图16给出了推减阻试验轴向力系数随马赫数变化规律曲线,结果表明NPR=1.0表示无喷流试验状态,与之对应的C_x值为负代表后体所受轴向载荷为阻力,随着喷流落压比逐渐增加,尾喷管产生的推力逐渐增大且大于阻力,与之对应的C_x值为正表示后体所受轴向载荷为推力,数据变化规律合理。

图17给出了推力系数随马赫数变化规律曲线,结果表明:各马赫数下C₆随落压比变化规律基本一致,只是在Ma=2.0和Ma=3.0时的最后一个压比处出现稍许波动,如果继续增加落压比,其变化趋势应该与Ma=4.0的规律类似。

6 结论

本文发展了一种适合双发飞行器后体推减阻测量的试验技术,研制了单天平双波纹管测力系统和高精度流量测量及控制系统,并在FL-60风洞完成了对该试验技术的验



证,可以得到如下结论:

(1)后体推减阻试验技术已达到应用水平,可用于喷

管与后体的一体化性能测试试验。

(2)波纹管天平系统及其修正方法是推减阻试验技术的核心之一,本文采用软件优化、理论计算和实物检测相结合的方式对波纹管天平系统进行一体化设计,将波纹管对天平的影响降到最小,试验结果表明:波纹管天平系统性能优异,修正方法科学、合理。

(3)系统调试和风洞试验表明:试验设备运行正常、稳定,可用于来流马赫数0.3~4.0、迎角0°、喷流总质量流量0~2.0kg/s的双发高超声速飞行器后体推减阻试验和带外流的推力特性试验。

(4)后体推减阻试验辅之以带外流推力特性试验和喷 管静推力试验可以将后体气动力、带外流的喷管推力、静推 力、内流对外流的干扰以及外流对内流的干扰区分开来,更 有利于喷管和后体一体化设计。

目前,本技术主要应用于冷喷试验,未来将进一步研究 温度、组分的影响。此外,可进一步将其发展为全机推减阻 试验技术以满足不同的试验需求。

参考文献

[1] 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:国防科技大学,2004.

Luo Shibin. Airframe design and multidisciplinary design optimization method research of hypersonic integrated vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004.(in Chinese)

[2] 李晓宇.高超声速飞行器一体化布局气动外形设计[D].长沙:国防科技大学,2007.

Li Xiaoyu. Airframe design of hypersonic integrated vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007.(in Chinese)

[3] 徐大军,蔡国飙.高超声速飞行器关键技术量化评估方法[J].北京航空航天大学学报,2010,36(11):110-113.

Xu Dajun, Cai Guobiao. Quantificational evaluation method for key technologies of hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36 (11): 110-113.(in Chinese)

- [4] Capone F J. The effects on propulsion-induced aerodynamic forces of vectoring a partial-span rectangular jet at mach numbers from 0.40 to 1.2[R].NASA TN D-8039, Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration,1975.
- [5] Capone F J, Donald L M. Performance of twin two-dimensional

wedge nozzles including thrust effects at speeds up to Mach 2.20 [R]. NASA TND-8449, Washington, D. C.: National Aeronautics and Space Administration, 1977.

- [6] Zhang Yi, Li Jianqiang, Guo Danping, et al. Research of thrust vector experimental simulation technology and "balance and airline bridge" system calibration[C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersoonic Systems and Technologies Conferences, 2017:1-7.
- [7] 李建强,李耀华,郭旦平.2.4m 跨声速风洞推力矢量试验技术[J].空气动力学学报,2016,34(1):20-26.

Li Jianqiang, Li Yaohua, Guo Danping. The thrust vectoring experiment technique in the 2.4m×2.4m transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2016, 34(1): 20-26. (in Chinese)

- [8] 章荣平,王勋年,黄勇,等.低速风洞全模TPS试验空气桥的 设计与优化[J].实验流体力学,2012,26(6):48-52.
 Zhang Rongping, Wang Xunnian, Huang Yong, et al. Design and optimization of the air bridge for low speed full-span TPS test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26 (6):48-52. (in Chinese)
- [9] Becle J P, Girard D. Development of strain gage balances with air flow-through system for ONERA wind tunnels[C]// Seventy-first Simi-annual S.T.A.-Meeting, 1989.
- [10] 季军,邓祥东,白玉平,等.FL-3风洞喷流试验高精度数字阀的设计与实现[J].实验流体力学,2014,28(5):76-80.
 Ji Jun, Deng Xiangdong, Bai Yuping, et al. Design and implementation of high accurate digital valve for FL-3 wind tunnel[J]. Jouranl of Experiments in Fluid Mechanics,2014,28 (5):76-80. (in Chinese)
- [11] 白亚磊,明晓. 槽道式气体流量计及其不确定度分析[J]. 计量 学报,2008,29(5):441-444.
 Bai Yalei, Ming Xiao. Channel gas flowmeter and its precision

analysis[J]. Acta Metrologica Sinica, 2008, 29(5): 441-444. (in Chinese)

- [12] 范洁川.风洞试验手册[M].北京:航空工业出版社,2002.
 Fan Jiechuan. Handbook of wind tunnel test [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [13] Little F K. 内流空气动力学手册[M]. 钱翼稷,等,译.北京: 国防工业出版社,1982.

Translated. Beijing: National Defense Industry Press, 1982. (in Chinese)

- [14] 瞿丽霞,李岩,白香君.流体推力矢量技术的应用验证研究进展[J]. 航空科学技术,2020,31(5):64-72.
 Qu Lixia, Li Yan, Bai Xiangjun. Application verification research progress on fluid thrust vectoring technology [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(5): 64-72. (in Chinese)
- [15] 邓文剑,代瑛,王家启.引射喷管流量及推力特性数值研究[J]. 航空科学技术,2014,25(6):9-13.

Deng Wenjian, Dai Ying, Wang Jiaqi. Numerical investigation

on mass-flow and thrust performance of the ejector-nozzle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(6): 9-13. (in Chinese)

(责任编辑 陈东晓)

作者简介

郭大鹏(1985-)男,硕士,工程师。主要研究方向:高速动 力模拟试验技术、推力矢量试验技术、气体流量测量及校准 技术。

Tel: 13654212114

E-mail:379450304@qq.com

The Thrust-minus-afterbody-drag Wind Tunnel Experiment Technique of Hypersonic Vehicle

Guo Dapeng*, Ji Jun, Li Peng, Liu Shuai, Song Xiaoyu

Aeronautic Science and Technology Key Lab for High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Research, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

Abstract: In order to meet the requirements on the testing of the characteristics of the nozzle and afterbody integration, the flexible metal twin-bellow balance system and the mass flow control system based on the high precision digital flow valve were developed. A test system for twin-engine aircraft thrust-minus-afterbody drag, including supply strut support for realizing the model support and jet air supply, a balance for realizing aerodynamic and thrust measurement, a flexible metal twin-bellow for realizing twin-nozzle jet NPR simulation independently, was established in FL-60. The measurement of twin-engine nozzle thrust characteristics and thrust-minus afterbody drag characteristics was achieved separately. The system adjustment and the results of wind tunnel test show that, the experimental equipment and overall system operate accurately and steadily, the precision of jet mass flow measurement is better than 0.3%. The experimental results of the thrust-minus-afterbody drag aerodynamic characteristics are normative and reasonable, and the precision of repeatability tests is up to the standard of GJB. The test condition is within the margin of 3.0~4.0 Mach number, 0° angle attack, 0~2.0kg/s jet mass flow . The system can be used in twin-engine hypersonic vehicle thrust-minus-afterbody drag test and thrust characteristics wind tunnel test. In future, the technique will be developed to meet the requirements on integrated aircraft aerodynamic characteristics test.

Key Words: combined nozzle; thrust-minus- drag; afterbody; thrust; mass flow; bellow balance