

超声速风洞模型冲击载荷抑制装置设计

刘 奇¹, 刘常青², 李增军¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 成都流体动力创新中心 二室, 成都 610072)

摘 要: 为降低暂冲式超声速风洞启动/关机过程中冲击载荷对试验模型和测量天平带来的风险, 设计了一套冲击载荷抑制装置。装置由上下作动机构和平板等结构件组成, 通过有限元方法对四连杆作动机构进行了受力分析, 验证了结构的强度和刚度可靠性。开发了伺服控制系统及软件, 结合结构动力学分析确定了控制系统参数, 设计与风洞试验过程兼容的抑制装置工作流程, 定制了可视化软件界面。从结构稳定性和抑制效果两个方面对装置进行了试验验证, 结果表明该装置对法向力和俯仰力矩受到的冲击载荷抑制效果较好, 降幅分别可达 78% 和 77%。

关 键 词: 超声速风洞; 冲击载荷; 作动机构; 伺服控制; 结构动力学; 风洞流场
中图分类号: V211.74 **文献标志码:** A

Design of impingement attenuation device for supersonic wind tunnel test models

LIU Qi¹, LIU Changqing², LI Zengjun¹

(1. High Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. Section 2, Chengdu Fluid Dynamics Innovation Center, Chengdu 610072, China)

Abstract: In order to reduce the risk of test model and gauge balance damages induced by shock impingement during intermittent supersonic wind tunnel startup and shutdown, an impingement attenuation device was designed. Composed of upper/lower actuating facilities and flat plates, the four-part connecting rod device was analyzed by finite element method, validating the strength and stiffness of device structures. Servo control system and accompanying software were developed, and the control parameters were determined according to structural dynamics analysis. A working procedure compatible with the wind tunnel was devised, and visualized software interface was customized. The device effectiveness was tested from structural steadiness and attenuation effect. Test results indicated that the device had a favorable effect on impingement attenuation for the normal force and pitching moment, with a decrease of amplitude up to 78% and 77% separately.

Keywords: supersonic wind tunnel; impingement; actuating facilities; servo control; structural dynamics; wind tunnel flowfield

暂冲式超声速风洞启动/关机时, 在喷管段形成的正激波与不规则较厚边界层相互作用, 形成

复杂的非稳态波系结构, 分离区的形成加剧了气流偏斜和激波振荡, 由此引起的非稳态瞬时载荷

收稿日期: 2021-07-15

作者简介: 刘奇(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事实验空气动力学研究。

通信作者: 刘常青(1986—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事新概念飞行器设计研究。E-mail: hsai_cardc@hotmail.com

引用格式: 刘奇, 刘常青, 李增军. 超声速风洞模型冲击载荷抑制装置设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 364-370. LIU Qi, LIU Changqing, LI Zengjun. Design of impingement attenuation device for supersonic wind tunnel test models[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 364-370.

在起动/关车阶段的高压比作用下迅速通过试验段并作用在模型上, 模型受力后弹性角发生变化进一步强化了载荷非对称效应, 给试验模型造成剧烈的冲击^[1-2]。有日本学者在自由射流型风洞中研究了起动载荷问题, 采用快速傅里叶变换推导出风洞壁面压力与模型载荷之间的响应函数关系, 认为是喷管分离流中的复杂流场结构诱发了一个较大的起动载荷^[3]。日本室兰工业大学(Muroran Institute of Technology)的学者在其吸入式超声速风洞中采用 AGARD-B(Advisory Group for Aerospace Research and Development)标准模型在马赫数为 2、3 和 4 条件下对起动载荷进行了测量, 结果发现模型振动与载荷振动高度吻合, 后者由两类激波导致, 一类是风洞喉道处膨胀波反射引起的反射激波, 另一类是来自上游的非对称斜激波^[4]。塞尔维亚军事技术研究所(Military Technical Institute)的科研人员针对 T-38 三声速风洞的超声速起动冲击载荷问题开展了研究, 他们认为在解决冲击载荷问题上没有唯一普适处理方法, 只有通过综合协调多种试验设备、技术和程序来减轻冲击, 包括二喉道技术、模型-支杆接触装置、整式天平^[5]。国内学者针对暂冲下吹式风洞起动过程中的冲击载荷问题, 提出从改进风洞运行控制策略的角度来解决上述问题, 并取得了较好效果^[6]。综合国内外研究资料可知, 冲击载荷是马赫数 Ma 、模型升力面投影面积 S 和流场建立总压 p_0 的函数^[6-8]。

为研制一种面向暂冲式风洞通用性好的冲击载荷抑制装置, 在中国空气动力研究与发展中心 0.6 m×0.6 m 直流暂冲式跨超声速风洞(FL-23)中开展了试验研究。采用经验公式计算冲击载荷试验值, 发现在超声速条件下, 随着马赫数增大, 冲击载荷迅速增加, 且在马赫数为 3 附近达到极大值, 随后马赫数继续增大, 冲击载荷反而减小。注意到, 该规律与风洞设备本身的喷管条件和总压控制策略紧密相关^[9-10]。由此, 在该风洞中开展大升力面飞行器超声速试验存在损坏试验模型和天平传感器的安全风险, 试验设计和实施难度较大。为克服上述风险隐患, 风洞试验技术人员采取了多种措施, 包括采用投放试验技术、增强模型天平强度和刚度、采用降总压起动方式和采用风洞引射起动/关车策略等^[6, 11-15]。为进一步提升抑制冲击载荷的试验能力, 增强抑制装置在不同风洞设备上的通用性, 研制了一种基于四连杆结

构的平板抑制装置^[16], 并成功实现工程应用, 本文对该装置设计进行介绍。

1 风 洞

冲击载荷抑制装置依托于 0.6 m×0.6 m 跨超声速风洞进行设计, 该风洞是一座直流暂冲式风洞, 1976 年投入使用, 试验段截面尺寸为 0.6 m×0.6 m, 试验段长为 2.5 m, 目前具有 8 副可用的超声速喷管段和 1 副跨声速试验段, 可根据试验需要进行独立更换^[17], 该风洞试验马赫数范围为 0.4~4.5, 迎角机构范围为 $-10^{\circ}\sim 50^{\circ}$, 超声速试验时, 试验段四壁均采用实壁。

该风洞马赫数范围宽, 试验段上下壁可更换, 便于实现抑制装置的嵌入式一体化设计, 设计难点在于试验段驻室空间小, 更换试验条件时作业空间狭窄, 且需完成装置控制系统与风洞控制系统的通信兼容性调试。

2 抑制装置设计

2.1 结构设计

抑制装置由上、下两套对称的平板作动机构组成, 作动机构与风洞试验段壁板固联, 如图 1 所示。单套机构由电动机、减速器、丝杠、螺母、平板、前支杆、后支杆、基板、电动机座等部件组成, 如图 2 所示。前/后支杆、平板、基板组成四连杆机构, 后支杆通过与螺母连接, 成为提供动力的支杆, 当电动机通过丝杠推动螺母移动时, 螺母驱动平板沿弧线平动, 且在运动过程中始终保持水平。

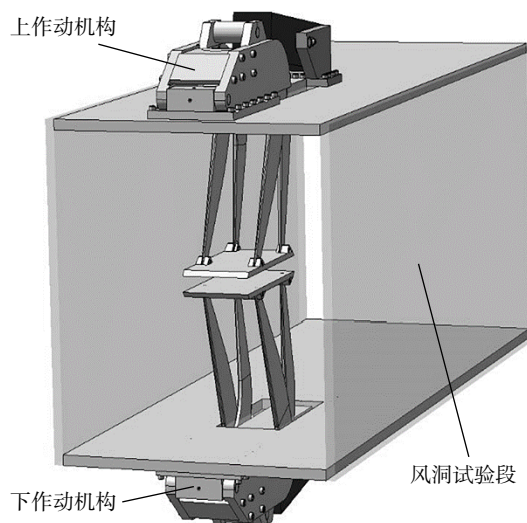


图 1 抑制装置结构

Fig. 1 Structure of attenuation device

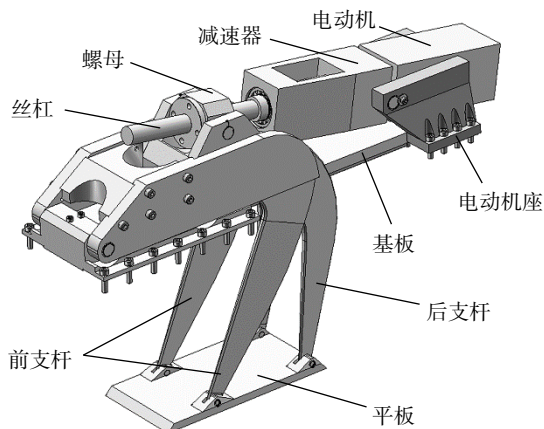


图2 作动机构结构

Fig. 2 Structure of actuating facilities

平板伸出的极限长度为 0.28 m, 可根据试验模型的高度在 0~0.28 m 之间的任意位置进行精确定位。平板在极限位置时, 机构在驻室内(壁板外)高度最小, 平板在零位时, 机构在驻室内高度最大, 为 0.38 m, 通过设计支杆的厚度和位置, 避开驻室内风洞部件。

建立风洞流场条件要求抑制装置在垂直流向平面上投影截面积应尽量小, 以确保起动激波能够顺利通过试验段, 为此, 将支杆的宽度沿着基板到平板的方向逐渐缩小。材料为 AF1410 钢, 支杆和平板前缘采用倒角处理。平板在极限伸出长度时, 整个装置在试验段的阻塞度最大, 为 0.34%, 满足超声速流场建立条件。

2.2 受力分析

用 CATIA 三维设计软件对作动机构进行建模, 然后建立有限元模型, 固定面选择支杆与基板连接的位置, 法向受力面选择平板标准模型, 轴向力和侧向力的受力面分别选择平板和支杆表面^[18]。

根据经验公式估算平板受到的最大法向冲击载荷, 平板面积为 0.045 m², 马赫数为 3 时受到冲击载荷最大, 计算结果约为 4 000 N, 由于冲击载荷会在一定范围内波动, 取计算值的 1.5 倍作为受力分析时的法向作用载荷, 即 6 000 N。轴向力和侧向力作用面小于法向力作用面, 取 4 000 N。

图 3 和图 4 分别给出了作动机构应力分析结果(Von Mises 应力)和变形分析结果(合位移), 结果显示最大弯曲应力产生在支杆与平板连接处, 为 732 MPa, 平板的最大变形合位移为 5.348 mm。若采用 30CrMnSiA 作为支杆材料, 其屈服极限为 835 MPa, 此时安全系数约为 1.1, 存在一定的风险。

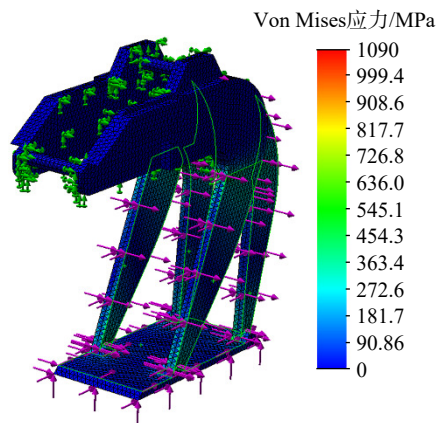


图3 作动机构应力分析

Fig. 3 Stress analysis of actuating facilities

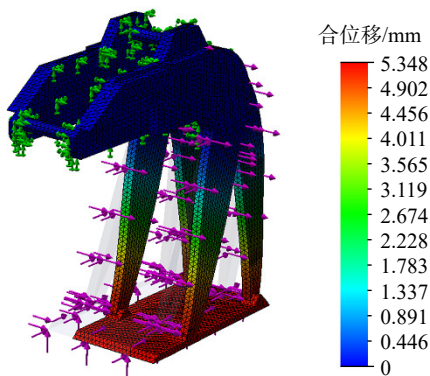


图4 作动机构合位移分析

Fig. 4 Resultant displacement analysis of actuating facilities

根据计算结果, 优化平板连接处倒角结构, 将转轴材料改为 AF1410 钢。AF1410 钢强度高, 韧性好, 可焊性好, 并且具有较高的抗应力腐蚀性能。该材料经油淬和时效处理, 屈服强度可达 1 517 MPa^[19], 安全系数提升至 2。

2.3 优化选型

平板尺寸是根据标准模型选型试验获得的。选型试验采用有/无平板对比试验方法获取抑制效果较好的平板尺寸。试验在马赫数为 3.5 的条件下进行, 通过测量得到模型受到的起动载荷数据。在不同的试验车次中, 一系列不同尺寸(长×宽)的平板固定在模型上下表面, 间距取为 0.003 m。试验结果如表 1 所示, N_y 、 m_z 、 N_x 分别代表天平法向力元、俯仰力矩元、轴向力元受到的冲击载荷, 平板尺寸 0 m×0 m 表示无平板装置时的对比试验状态。

综合各方向上的抑制效果可知, 0.3 m×0.15 m 平板抑制效果最好。此外, 除了 0.45 m×0.15 m 平板在轴向力方向抑制效果不佳外, 其余尺寸平板均起到了抑制作用。同时, 平板过长或过短都会

表 1 优化选型试验结果

Table 1 Results of optimization tests

平板尺寸 (长×宽)/m×m	N_y/N	$m_z/(N\cdot m)$	N_x/N
0×0	1 350	82	510
0.25×0.15	588	93	416
0.3×0.08	434	41	388
0.3×0.15	288	37	341
0.3×0.2	341	52	403
0.45×0.15	520	60	655

削弱法向力方向的抑制效果。

3 控制系统

3.1 伺服系统设计

根据作动机构平板受力条件,对作动机构进行动力学分析,以确定伺服电动机控制参数。当冲击载荷最大时,平板取最大运行速度为 0.1 m/s,则电动机所需的最大推力为 35 000 N。通过电动机选型发现,满足该推力的电动机尺寸过大,无法安装到试验段驻室内。考虑到冲击载荷只存在于风洞的起动/关车过程中,流场建立后,平板运行受到的载荷远小于冲击载荷峰值,于是选择能

提供最大推力为 30 000 N 的电动机,伺服系统参数见表 2。

表 2 伺服系统参数

Table 2 Servo system parameters

参数	数值
丝杠参数	直径/m
	0.028
	导程/m
	0.005
丝杠转速/(r/s)	13
减速比	8 : 1
丝杠扭矩/(N·m)	80
电动机最大扭矩/(N·m)	9.5
额定扭矩/(N·m)	3.18

伺服系统结构选用“计算机主机+控制器+伺服驱动器”运动控制形式,构成一个闭环(速度/位置)伺服控制系统。系统主要由包括工控机、PLC(programmable logic controller)、驱动器、电动机、编码器、电源、控制软件等组成。整个伺服系统采用交流电源供电,伺服系统框图如图 5 所示。工控机功能是命令控制、数据采集以及数据分析;PLC 作用是存储加载装置运行指令,驱动器负责对电动机精确控制^[20]。

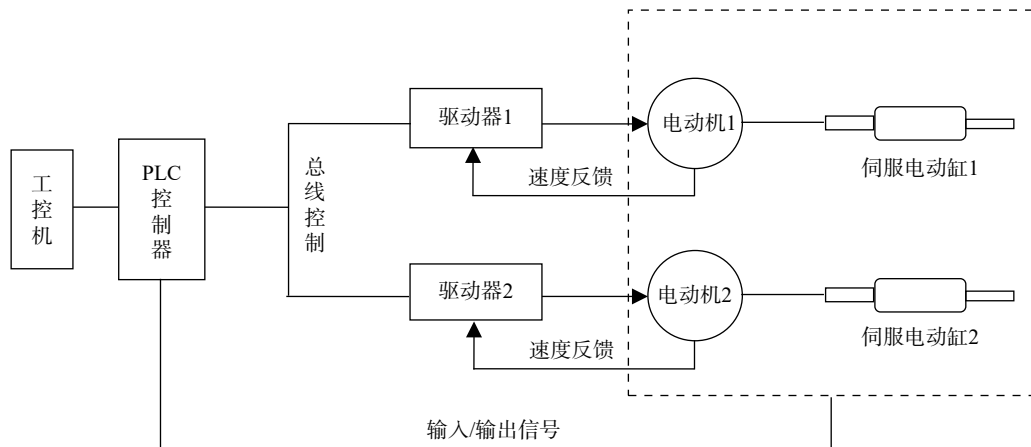


图 5 伺服系统框图

Fig. 5 Schematic of servo system

3.2 工作流程

试验前首先安装模型,然后根据模型调节平板距模型的法向距离(约为 0.004 m),设为目标位置。平板在起动/关车时处于目标位置,当流场建立后平板收回,试验进入攻角运行过程。攻角运行完成后,平板再次运行到目标位置,最后风洞关车。在试验过程中,风洞控制系统和冲击载荷抑制装置控制系统之间需要通信,包括装置就绪

信号、流场建立信号、平板收回/到位信号、攻角运行完成信号^[21]。

3.3 控制软件

控制系统软件主要功能包括:参数设置功能、运行状态实时反馈与显示功能、接口通信功能、运动控制功能。软件开发环境为 NI 公司(National Instruments Corporation)的 LabVIEW,软件界面如图 6。软件界面分为左右两部分,左部分为操

作界面,可选择点动控制和自动控制,可设定目标位置、运行速度、极限位置和速度,设置使能、

回零、急停、联机按钮。右部分为显示界面,显示当前平板位置及位置随时间变化曲线。

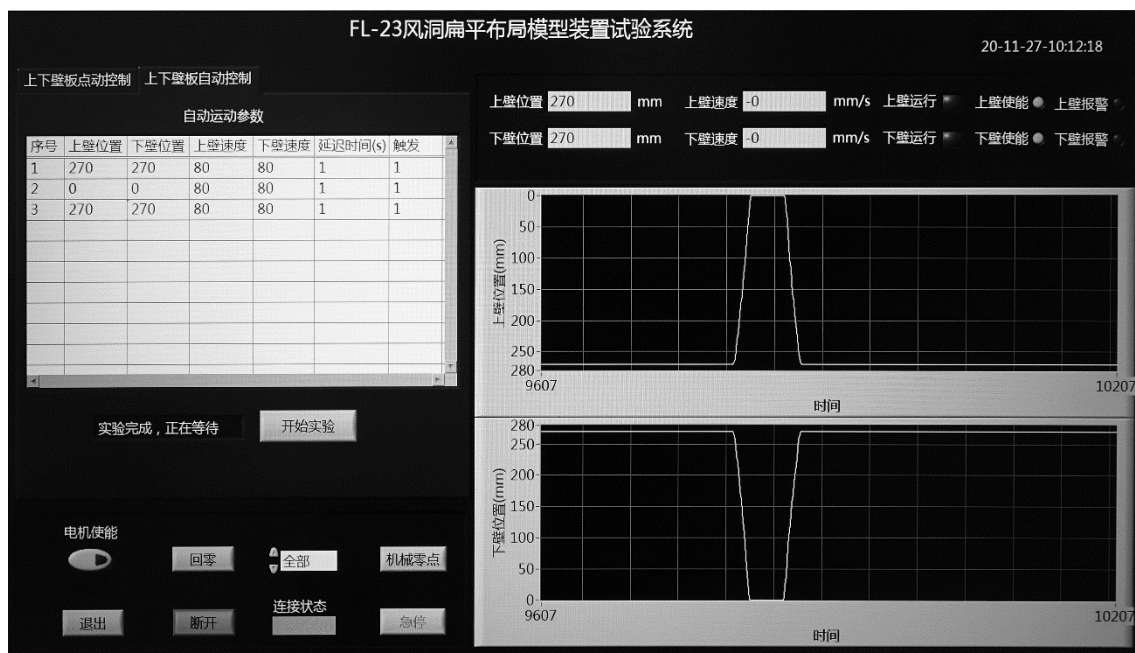


图 6 作动机构控制系统界面

Fig. 6 Control system interface of actuating facilities

4 试验验证

4.1 试验内容

试验内容包括装置稳定性验证和冲击载荷抑制效果验证。开展装置稳定性验证时,装置的上下平板伸出高度设定为 0.26 m,处于常用目标位置范围。试验马赫数为 3.0,该试验状态下气流冲击载荷位于最大值附近。通过稳定性验证后再开展抑制效果验证,对比有/无平板保护下模型受到的最大冲击载荷。模型为 AGARD-B 模型,是一个长细比为 8.5 的翼身组合体国际通用模型,头部尖拱形,弹身圆柱形,机翼为等边三角形,在风洞中的堵塞度为 0.719%,装置和模型在风洞内的安装照片如图 7。冲击载荷采用六分量应变天平测量,各分量校准准确度为 0.3%。采集系统采样频率为 2 kHz,用以记录风洞启动/关机过程中电压输出,再通过天平公式计算出冲击载荷。

4.2 试验结果

无辅助装置保护时,天平的法向力元 N_y 、俯仰力矩元 m_z 、轴向力元 N_x 、滚转力矩元 m_x 、横向力元 N_z 、偏航力矩元 m_y 测得的最大冲击载荷分别是 1 671 N、148 N·m、523 N、170 N·m、459 N、62 N·m。有辅助装置保护时,天平的上述分量测得的启动/关机过程中最大冲击载荷分别是 365 N、



图 7 抑制装置和模型在风洞内的安装照片

Fig. 7 Mountings of attenuation device and model in wind tunnel

34 N·m、501 N、118 N·m、419 N、52 N·m,特别是在启动过程中 N_y 、 N_x 、 N_z 最大冲击载荷仅为 248、341、254 N。在辅助装置保护下模型受到的冲击载荷明显减小,其中 N_y 、 m_z 减小较明显,降幅分别达到 78% 和 77%。

4.3 原理分析

通过在模型上下表面部署平板装置,显著降低了模型受到的启动冲击载荷,分析认为主要原

因是平板滤除了模型在法向力 N_y 和俯仰力矩 m_z 方向上受到的大部分载荷, 为此, 补充了马赫数为 3.5 时平板与模型之间不同间距下的抑制效果对比试验, 平板尺寸为优选试验中得到的 $0.3 \text{ m} \times 0.15 \text{ m}$, 结果如表 3 所示, 平板间距为 0 表示无平板装置。

表 3 不同平板与模型间距下抑制效果对比结果
Table 3 Comparison results of attenuation effects with different spacings between flat plate and model

平板间距/m	N_y/N	$m_z/(N \cdot m)$	N_x/N
0	1 350	82	510
0.003	288	37	341
0.004	780	85	545
0.007	994	105	633
0.01	1 053	121	570

从结果可知, 在有平板装置情况下, 模型受到的法向力 N_y 和俯仰力矩 m_z 都显著降低。在启动/关机阶段, 从上游喷管段形成的复杂非稳态波系诱发的瞬时载荷在通过试验段时, 大部分载荷作用到了平板上, 平板对模型起到了滤除载荷的作用。通过调整平板与模型之间的间距, 发现随着间距的减小 N_y 和 m_z 都呈降低趋势, 而 N_x 并无单调变化趋势, 甚至出现了比无平板情况下载荷还大的情况。考虑到天平的设计量程和裕度主要体现在要对 N_y 和 m_z 进行保护, 而 N_x 通常具有较大的量程上限, 因此认为平板装置起到了很好的抑制效果。

5 结 论

四连杆结构超声速风洞模型冲击载荷抑制装置具有体积尺寸小的特点, 充分利用了风洞试验段内部不规则空间, 确保装置安装成功。前/后支杆采用变横截面设计, 流场中部分横截面小, 可减小气流阻塞, 并确保装置有足够的强度和刚度。通过横向加载发现, 装置横向刚度较弱, 与理论计算一致, 但不影响对冲击载荷的抑制效果。由于装置工作时受频繁高强度冲击, 抗疲劳性还有待检验。

采用伺服系统控制的四连杆结构抑制装置实现了平板抑制技术在超声速风洞中的应用, 可有效提升试验安全性。装置可移植性好, 未来将推广到有冲击载荷抑制需求的其他同量级风洞设备。

参考文献:

- [1] 波普, 戈因. 高速风洞试验[M]. 北京: 科学出版社, 1980.
- [2] 丛成华, 任泽斌, 李松, 等. 高速风洞启动特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1361-1368.
CONG Chenghua, REN Zebin, LI Song, et al. Numerical simulation about starting process characteristics of hypersonic wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1361-1368. (in Chinese)
- [3] SAKURANAKA N, SHIMURA T, MITANI T, et al. Starting loads in freejet-type wind tunnels[J]. Aeronautical and Space Sciences Japan, 1996, 44(508): 41-47. (in Japanese)
- [4] MINATO R, MIZOBATA K, KUWATA K. Experimental measurements of starting loads and model behaviors in the indraft supersonic wind tunnel[J]. Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2008, 56(659): 580-589. (in Japanese)
- [5] VUKOVIĆ D, ĆURČIĆ D, MARINKOVSKI D, et al. Living with supersonic starting loads in the T-38 trisonic wind tunnel of VTI[R]. St. Petersburg, Russia: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014.
- [6] 熊波, 林学东, 杨洋, 等. 2 m 超声速风洞冲击载荷抑制方法研究[J]. 兵工自动化, 2016, 35(11): 16-19.
XIONG Bo, LIN Xuedong, YANG Yang, et al. Suppression method research of impact loads in 2 m supersonic wind tunnel[J]. Ordnance Industry Automation, 2016, 35(11): 16-19. (in Chinese)
- [7] MAYDEW R C. Compilation and correlation of model starting loads from several supersonic tunnels[R]. Sandia Corporation-4691, 1962.
- [8] 潘金柱, 张杰, 才义, 等. 超声速风洞启动冲击载荷问题研究[R]. 北京: 中国力学大会, 2017.
PAN Jinzhu, ZHANG Jie, CAI Yi, et al. Research of shock loads in supersonic wind tunnel starting[R]. Beijing: Chinese Congress of Theoretical and Applied Mechanics, 2017. (in Chinese)
- [9] 刘奇, 刘常青, 荣祥森. 风洞启动激波冲击载荷抑制技术研究总结报告[R]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所, 2018.
- [10] 凌忠伟, 夏明主, 何彬华. FL-23风洞性能与使用[R]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所, 2007.
- [11] 褚卫华, 汤更生, 王帆. 2 m×2 m 超声速风洞流场控制策略研究与实现[J]. 实验流体力学, 2012, 26(5): 98-102.
CHU Weihua, TANG Gengsheng, WANG Fan. Research and realization on the control strategies of the 2 m×2 m supersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluids Mechanics, 2012, 26(5): 98-102. (in Chinese)
- [12] 闫昱, 余立, 吕彬彬, 等. 超声速颤振风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(6): 76-80.
YAN Yu, YU Li, LÜ Binbin, et al. Research on flutter test technique in supersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluids Mechanics, 2016, 30(6): 76-80. (in Chinese)
- [13] 周波, 涂清, 高川. 超声速风洞模型插入机构控制系统设计[J]. 测控技术, 2019, 38(12): 122-125.
ZHOU Bo, TU Qing, GAO Chuan. Design of model insertion mechanism control system in supersonic wind tunnel[J]. Measurement and Control Technology, 2019, 38(12): 122-125. (in Chinese)
- [14] 王永寿, 陈延辉. 超声速风洞的启动特性与流路形状的影响[J]. 飞航导弹, 2012(7): 87-92.
WANG Yongshou, CHEN Yanhui. Supersonic wind tunnel starting characteristics and influence of flow channel shape[J]. Winged

- Missiles Journal, 2012(7): 87-92. (in Chinese)
- [15] 刘秉斌, 王杰, 邱荣凯, 等. 某超声速风洞投放试验段投放机构设计与研究[J]. 机械工程师, 2019(5): 51-53.
LIU Bingbin, WANG Jie, QIU Rongkai, et al. Design and research of a launching mechanism for a supersonic wind tunnel[J]. Mechanical Engineer, 2019(5): 51-53. (in Chinese)
- [16] 李增军, 吴勇航, 刘常青, 等. 一种风洞超声速起动与关车模型抑振装置: ZL201820786433.8[P]. 2018-11-23.
- [17] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [18] 刘宏新, 王登宇. CATIA 有限元工程结构分析[M]. 北京: 机械工业出版社, 2020.
- [19] 宋戈, 李剑锋, 孙杰, 等. AF1410超高强度钢硬质合金加工刀具的磨损机理[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 2020, 15(6): 567-573.
SONG Ge, LI Jianfeng, SUN Jie, et al. Wear mechanism in cutting AF1410 ultrahigh strength steel with cemented carbide tool[J]. Materials Science and Engineering of Power Metallurgy, 2020, 15(6): 567-573. (in Chinese)
- [20] 张强, 李正丽, 葛俊佐. 低压伺服驱动器设计及其在移动通信系统上的应用[J]. 兵工自动化, 2019, 38(1): 30-37.
ZHANG Qiang, LI Zhengli, GE Junzuo. Low voltage servo drive design and its application on COTM[J]. Ordnance Industry Automation, 2019, 38(1): 30-37. (in Chinese)
- [21] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.

(编辑: 王碧琚、秦理曼)