

文章编号: 1007-3124(2004)04-0067-06

高速风洞大振幅俯仰动态试验技术研究

李其畅, 伍开元, 郑世华, 徐永长, 黄存栋, 王 涛

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要:在高速大迎角时的动态气动特性是衡量新一代高机动飞行器气动性能的重要参数之一。笔者介绍了在CARDC的FL-21与FL-24高速风洞配套的大振幅俯仰动态失速实验系统。该系统包括: FL-21与FL-24高速风洞大振幅俯仰运动机构; 俯仰运动控制系统; 数据采集与处理软件系统。该系统可以在高速风洞中真实模拟飞行器大振幅俯仰运动, 并测量其相应的非定常气动力的变化, 也可以为飞行器的飞行力学动态性能分析或飞行模拟器提供非定常气动力数据。试验研究初步揭示了航天飞机OV102模型高速大迎角俯仰运动的动态气动特性。

关键词:风洞试验; 动态失速; 大振幅; 俯仰; 非定常空气动力

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

Investigation of dynamic test technology for a model pitching oscillation with large amplitude in high speed wind tunnels

LI Qi-chang, WU Kai-yuan, ZHENG Shi-hua, XU Yong-chang, HUANG Cun-dong, WANG Tao
(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Dynamic aerodynamics characteristics is one of very important parameters of modern maneuverable aircrafts to be scaled in high angle of attack and high speed. The test equipment matching of FL-21 and FL-24 wind tunnel of CARDC for a model pitching oscillation with large amplitude is introduced, and this system includes three parts: dynamic mounts of pitching oscillation rig model, electronic-control system for pitching motion, data acquisition and processing software. This system can be used to simulate the real status change of the aircraft in high speed wind tunnel and to measure unsteady aerodynamics for flight dynamic analysis and flight simulation. The dynamic aerodynamics performances of OV102 space shuttle model pitching oscillation in large amplitude in high speed is simply presented in the paper.

Key words: wind tunnel test; dynamic stall; large amplitude; pitching; unsteady aerodynamic

0 引言

众所周知, 动态特性(包括动稳定性)是衡量新一代航空航天飞行器高机动性能的重要参数。从飞行力学观点来看, 是飞行控制系统设计的主要依据。其特征可以用操纵机构偏转和受外界扰动所产生的振荡运动表示; 如果经历这种运动后在运动阻尼的作用下很快衰减, 飞行器即具备良好的动稳定性; 若这种

运动衰减很慢, 甚至发散, 即是飞行器气动力设计中要尽力避免的动不稳定性。第二代天地往返运输系统同时跨越航空航天领域(即从地面到太空), 其操纵品质规范的确难度极大, 更加依赖于飞行器本身良好的动态气动特性, 因此, 国外在研制新一代航天飞行器、具有高机动性能的战斗机和高敏捷性导弹时, 都将其动态特性研究作为重点项目^[1], 国家863-2专家委员会亦将动态特性研究作为气动力/热要突破的三

• 收稿日期: 2004-01-01; 修订日期: 2004-05-12

基金项目: 空气动力学预研基金(863-2-6-05)

作者简介: 李其畅(1966-), 男, 湖北大悟县人, 副研究员, 研究方向: 大迎角流的跨声速空气动力学。

大关键技术之一。

开展该项目研究另一方面的意义还在于,我国以往关于动稳定性的风洞试验技术研究相对零散,尤其大振幅动态试验装置和试验技术研究处于起步阶段。结合国外有关研究进展情况,并针对我国未来航空航天飞行器发展趋势,该中心在亚跨声速领域建立了相对完整、配套实用的动态特性试验系统,并开展了相关研究^[2,3]。

1 模型和试验设备

1.1 模 型

为了研究航天飞机再入与进场时的大迎角动态气动特性,试验使用的模型是缩比分别为 1/200、1/100 的 OV102 铝制模型^[4],并分别在 FL-21 和 FL-24 风洞中进行试验(缩比为 1/100 在 FL-24 风洞进行动态试验的 OV102 模型称大模型;缩比为 1/200 且在 FL-21 风洞进行动态试验的 OV102 模型称小模型,下同)。模型外形示意图见图 1。模型在风洞中的堵塞度均约 2.8%。

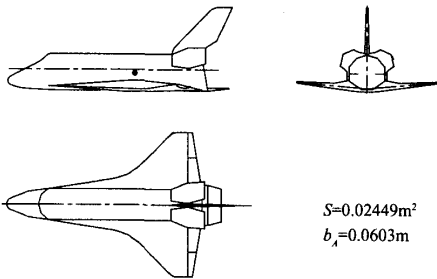


图 1 OV102 模型示意图(1:100)

Fig.1 Sketch of OV102 model(1:100)

1.2 风洞和俯仰振荡机构

试验研究分别在 CARD C 的 FL-21 和 FL-24 跨声速风洞中进行。FL-21 风洞的试验 M 数范围为 0.40~3.5。在亚跨声速时,上下为斜孔壁,左右为实壁。FL-24 风洞的试验 M 数范围为 0.40~3.0。在亚跨声速时,上下为斜孔壁,左右壁板为直孔壁。

为实现模型的大振幅快速俯仰振荡运动,在 FL-21 风洞与 FL-24 风洞分别研制了专用的动态失速机构和机构运动的控制系统。两套装置均由变频器控制电机驱动,通过皮带轮带动飞轮转动。由偏心轮、推杆和转窗组成四连杆运动系统,将飞轮转动变为内外窗同步的往返振荡。在内转窗上的 π 形支架与转窗同步运动。其上安装有天平并以尾支撑形式支撑模型,使模型进行纯俯仰振荡运动^[5~7]。机构运动精度在 3% 以内。其数据采集与处理系统共用。FL-24 风洞动态失速机构示意图见图 2。两套机构可以实现模型运动的参数见表 1。

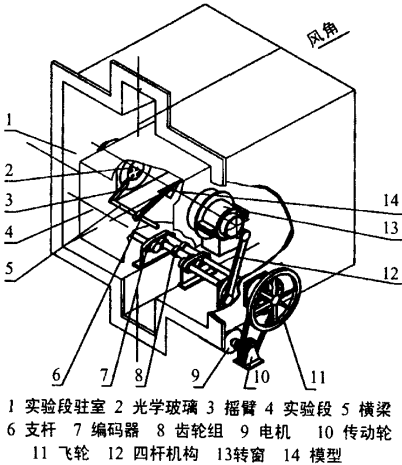


图 2 FL-24 风洞动态失速装置示意图

Fig.2 Dynamic stall equipment sketch of FL-24 wind tunnel

1.3 测控处系统

在试验过程中,本项试验技术在使用风洞的测量控制处理系统的同时,还使用了专门研制的动态失速测控处系统^[7],以完成试验中的振动控制、采样控制和各种试验数据的测量、检测和数据处理。测得的全部电信号先经过多通道高精度放大器和低通滤波,再由采样控制系统控制所有的通道,同步采样和 A/D 转换。

表 1 两套大迎角俯仰动态失速机构的性能参数

Table 1 The parameters of two set of pitching dynamic stall equipments with high attack-of-angle

序号	平均迎角 $\alpha_m(^{\circ})$	振幅 $\alpha_a(^{\circ})$	振荡频率 $f(\text{Hz})$	M 数范围	迎角范围
1	15、20、30、45	1、5、10、15、20、25、30	1~15	0.4~1.0	-15°~75°
2	15、30、45	1、5、10、15、20、25、30	1~10	0.4~1.0	-15°~75°

说明:序号 1 代表 FL-21 风洞的动态失速机构;序号 2 代表 FL-24 风洞的动态失速机构。

2 试验数据处理

经过 A/D 转换后的各通道得到的数字信号序列, 先进行频谱分析, 确定滤波的截止频率, 再进行数字滤波。根据数字滤波后的数字序列进行气动载荷计算。在计算时使用“有风”——“无风”方式扣除惯性和阻尼影响, 再求得各瞬时的气动系数, 然后再用若干周期的气动系数进行总体平均, 得出最终结果。

3 主要试验结果与讨论

3.1 OV102 模型动态试验的典型结果

图 3~6 给出了 $M=0.40$ 、 0.60 和 0.80 时, 俯仰振荡试验的典型结果。由图可以看出, 减缩频率 K 是描述非定常运动的重要参数, K 值的大小对模型的气动特性有着重要的影响。图 3 和图 4 给出了平均迎角 α_m 为 30° , 振幅 α_a 为 30° 和 15° , $M=0.40$ 时不同 K 值试验结果的对比曲线。由图 3 可以看出, 在试验的 K 值范围内, 都存在着明显的迟滞效应。当 M

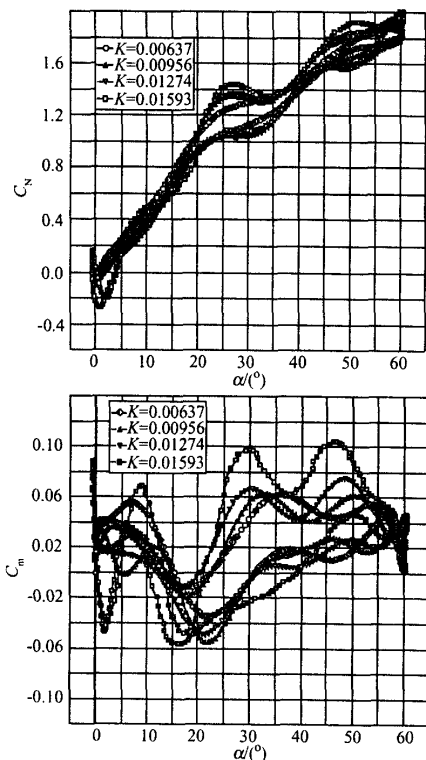


图 3 K 值对气动特性影响曲线

Fig.3 Variation of lift coefficient and pitch moment coefficient with K ($M=0.40$, $\alpha_m=30^\circ$, $\alpha_a=30^\circ$)

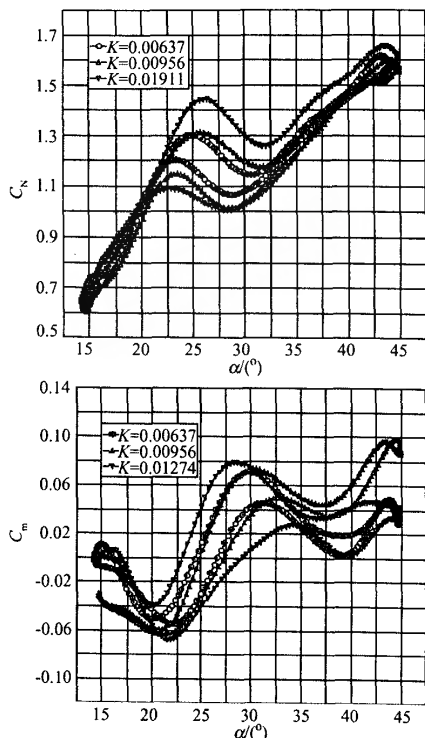


图 4 K 值对气动特性影响曲线

Fig.4 Variation of lift coefficient and pitch moment coefficient with K ($M=0.40$, $\alpha_m=30^\circ$, $\alpha_a=15^\circ$)

$=0.40$ 、 $K \geq 0.00956$ 时, 在 $\alpha \approx 20^\circ \sim 28^\circ$ 的迎角增加阶段 (图中曲线在迟滞环明显的区域, C_N 值较大、 C_m 值较小的部分所在的半条曲线对应着迎角增加 (上行) 阶段, 反之, 另半条曲线则对应着迎角减小 (下行) 阶段, 下同。动态试验结果表现出明显的非定常增压现象; 在相应的迎角减小阶段, 表现出背风面流场恢复明显的滞后, 从而在 $\alpha = 20^\circ \sim 28^\circ$ 范围形成了迟滞环。随 K 值的减小, 同一迎角时迎角增加阶段与迎角减小阶段的法向力系数之差减小, 失速迎角逐渐降低, 最大法向力系数降低。

图 3 的 $C_m \sim \alpha$ 曲线可以看到, 在形成迟滞环的迎角范围, 在迎角增加阶段, 由于俯仰振荡而引起的相对定常结果的俯仰力矩增量是低头力矩, 而在迎角减小阶段则引起的是抬头力矩, 从而也表现出明显的迟滞现象。同时还可以看到随着 K 值的降低, 迎角增加和减小阶段俯仰力矩系数之差也随之减小。这些现象都表明, 随着模型振动频率降低, K 值降低, 其非定常效应减弱。

由图 3 还可以看出, 当 $K=0.01593$ 时, 在 $M=$

0.40 的试验条件下,在迎角 $\alpha = 0^\circ \sim 5^\circ$ 范围内,OV102 模型的 $C_N \sim \alpha$ 曲线和 $C_m \sim \alpha$ 曲线均出现了“迟滞”回线;而在 $M = 0.60$ 的试验条件下,迎角在大约 $0^\circ \sim 5^\circ$ 范围内也出现了“迟滞”回线(文中未给出试验曲线)。

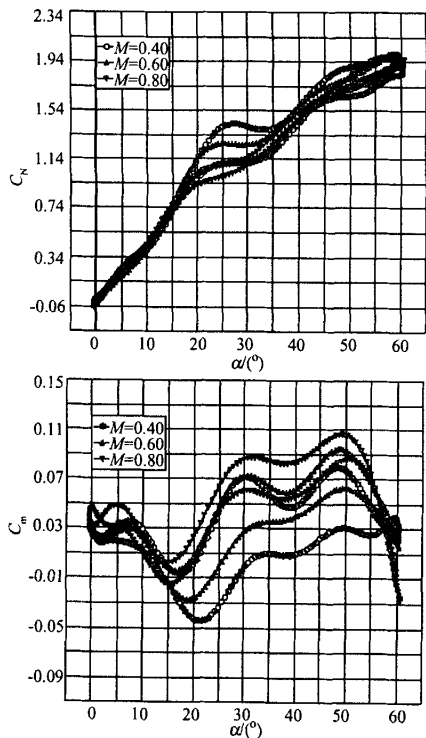


图5 M 数对气动特性影响曲线

Fig.5 Variation of lift coefficient and pitch moment coefficient with Mach number ($\alpha_m = 30^\circ$, $\alpha_n = 30^\circ$, $K = 0.00637$)

图5为 M 数对气动特性影响曲线。不同 M 数的法向力系数变化不大,在接近直至大于动态失速迎角以后,随 M 数的增加,失速迎角降低,最大升力系数降低。同时还可以看到随着 M 数的增加,产生非定常增升效应的迎角范围减小,非定常法向力增量减小,失速迎角降低,迟滞环形状变窄,其存在的角度范围向着小迎角方向移动。对于俯仰力矩而言,在失速以前各 M 数的力矩系数变化不大,在失速以后, M 数增加抬头力矩增加, $C_m \sim \alpha$ 曲线上移,且在迟滞环存在的迎角范围,俯仰力矩迟滞环上下的差量减小。

这些现象表明了随着 M 数的增加,压缩性增强,同时气流速度也增大,使背风面流场的滞后现象减弱,从而造成了由俯仰振荡引起的非定常效应减弱。

图6给出了振幅对气动特性影响的对比的典型

曲线。曲线表明在试验的参数范围内,在 M 、 K 、 α_m 相同情况下,振幅 α_n 对气动特性有着重要的影响。由各图的 $C_N \sim \alpha$ 曲线可以看出,随着振幅减小,非定常法向力增量减小,最大法向力系数降低,失速迎角减小,迟滞环变窄,迟滞环存在的迎角范围也略有减小。对于俯仰力矩来说,也存在着与之对应的类似情况,随着振幅减小,在迎角增加阶段由振荡而产生的低头俯仰力矩增量和在迎角减小阶段的抬头俯仰力矩增量都减少,迟滞环也随之变小变窄。由于在 K 值不变的情况下,振幅减小对模型绕流的影响实质上与振幅不变 K 值减小的影响是相同的,都是由于前缘线速度的变化在起作用,因此振幅变化对气动特性的影响也与 K 值的影响相类似。

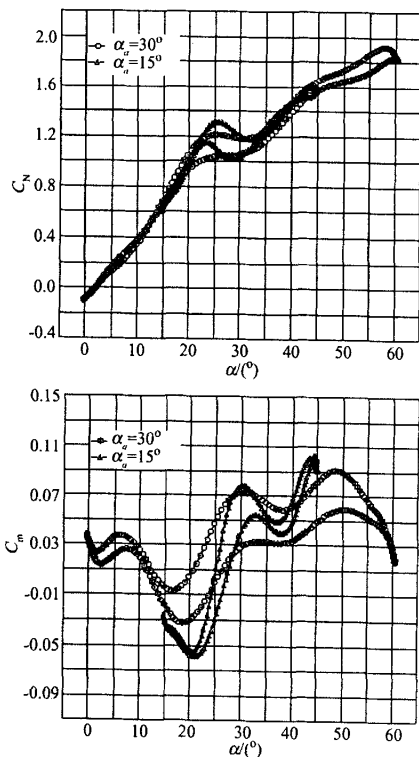


图6 α_n 对气动特性影响曲线

Fig.6 Variation of lift coefficient and pitch moment coefficient with α_n ($M = 0.40$, $\alpha_m = 30^\circ$, $K = 0.00956$)

3.2 OV102 大模型与小模型动态试验结果的比较

图7和图8分别给出了大模型与小模型在相同试验参数条件下的 $C_N \sim \alpha$ 和 $C_m \sim \alpha$ 曲线。由试验曲线可以看出,在相同的试验参数条件下, $C_N \sim \alpha$ 曲线

和 $C_m \sim \alpha$ 曲线均表现出迟滞环特性,但模型的失速迎角、迟滞环的大小均存在差异。

在 $M = 0.40$ 、 $\alpha_m = 30^\circ$ 、 $\alpha_a = 30^\circ$ 、 $K = 0.00637$ 的试验状态下,小模型的 $C_N \sim \alpha$ 曲线迎角上行线在 $\alpha = 32^\circ$ 附近、迎角下行线在 $\alpha = 28^\circ$ 附近均出现“凹坑”。小模型的失速迎角 α_s 大约为 24.9° ,而大模型的失速迎角 α_s 大约为 26.9° ;小模型的 $C_N \sim \alpha$ 曲线和 $C_m \sim \alpha$ 曲线迟滞环的迎角范围大约为 $22.5^\circ \sim 49^\circ$,而大模型的 $C_N \sim \alpha$ 曲线和 $C_m \sim \alpha$ 曲线迟滞环的迎角范围大约为 $18^\circ \sim 49^\circ$;最大法向力系数与最小法向力系数之差 ΔC_N 、 ΔC_m 存在明显的差异。

在 $M = 0.40$ 、 $\alpha_m = 30^\circ$ 、 $\alpha_a = 15^\circ$ 、 $K = 0.00637$ 的试验状态下,大模型与小模型的 $C_N \sim \alpha$ 曲线和 $C_m \sim \alpha$ 曲线基本一致。

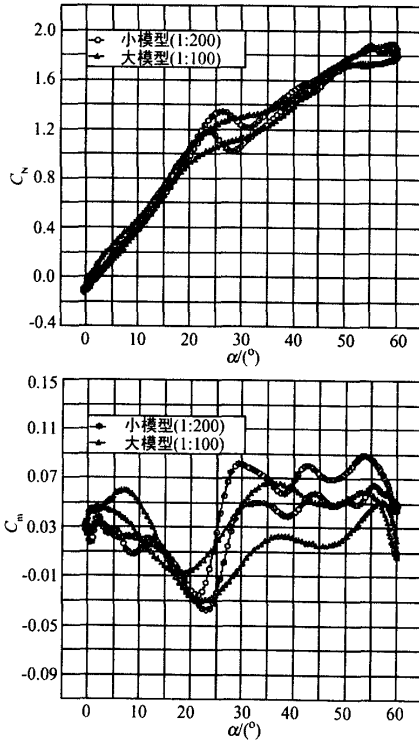


图7 大、小模型试验结果比较

Fig.7 Comparison test results of large model and small model ($M = 0.40$, $\alpha_m = \alpha_a = 30^\circ$, $K = 0.00637$)

4 结论

(1) 在俯仰振荡过程中,在研究的 M 数、迎角和 K 值范围内,当迎角大于定常失速迎角以后,都不同

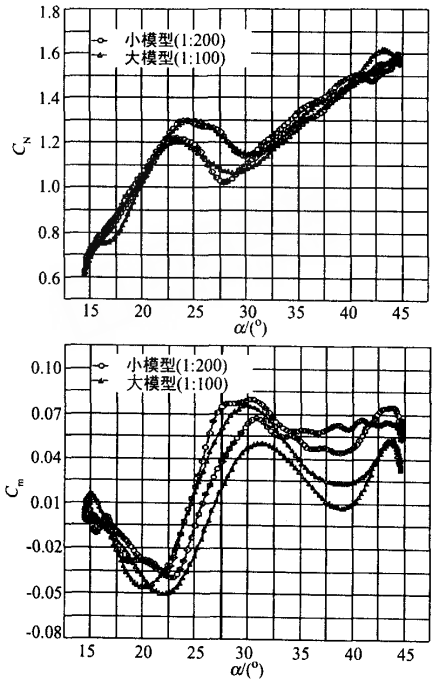


图8 大、小模型试验结果比较

Fig.8 Comparison test results of large model and small model ($M = 0.40$, $\alpha_m = 30^\circ$, $\alpha_a = 15^\circ$, $K = 0.00637$)

程度地表现出了迟滞现象,法向力系数和俯仰力矩系数都形成了大小不等的迟滞环。其迟滞回线的饱满程度以及迟滞环存在的迎角范围取决于 M 数、 K 值(或振动频率)和振幅等具体的试验参数条件。在 M 数、平均迎角和振幅 α_a 都相同时, K 值的减小使得在迎角增加阶段的非定常增升效应减弱,失速迎角、最大法向力系数都逐渐降低,迎角减小阶段流场恢复的迎角增大,流动的迟滞效应减弱,迟滞环变窄,迎角范围变小;

(2) 随着 M 数的增加,压缩性增强,由俯仰振荡引起的非定常效应减弱。随 M 数增加,失速迎角降低,最大升力系数降低,产生非定常增升效应的迎角范围减小,非定常升力增量减小,流场再恢复的迎角降低,迟滞环变窄,其存在的迎角范围向小迎角方向移动,同时抬头力矩增加, $C_m \sim \alpha$ 曲线上移;

(3) 在相同的试验参数条件下,大模型与小模型的 $C_N \sim \alpha$ 曲线和 $C_m \sim \alpha$ 曲线均表现出迟滞环特性,但模型的失速迎角、迟滞环的大小等存在一定的差异。

(下转第77页)

(3) 旋成体后体的类卡门涡脱落频率与迎角的关系满足方程 $St = 0.21 \sin \alpha$ 。

致谢:该课题为西北工业大学翼型叶栅国家重点实验室资助项目,作者在这里向实验期间给予帮助的高永卫、上官云信、郝忠祥、惠增宏、肖春生、胡玉贵、尹迪义等各位老师表示诚挚的谢意。

参考文献:

- [1] HUNT B L. Asymmetric vortex forces and wakes on slender bodies (Invited paper)[R]. AIAA paper 82 ~ 1336, 1982.
- [2] ERICSSON L E. Vortex unsteadiness on slender bodies at high incidence[J]. Journal of spacecraft, 1987, 24: 319 ~ 326.
- [3] LAMONT P J, HUNT B L. Pressure and force distributions on a sharp-nosed circular cylinder at large angles of inclination to a uniform subsonic stream[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1976, 76: 345 ~ 356.
- [4] HUNT B L, DEXTER P C. Pressure on a slender body at high angle of attack in a very low turbulence level air stream[R]. AGARD CP-247, Jan. 1979.
- [5] WARDLAW A B, YANTA W J. The flow field about and forces on slender bodies at high angles of attack[R]. AIAA 80-0184, 1980.
- [6] YANTA W J, WARDLAW A B. Multi-stable vortex patterns on slender, circular bodies at high incidence[R]. AIAA 81-0006, 1981.
- [7] DEGANI D, ZILLIAC G G. Experimental study of nonsteady asymmetric flow around an ogive-cylinder at incidence[J]. AIAA Journal, 1990, 28: 642 ~ 649.
- [8] 刘沛清, 邵延峰, 邓学莹, 马宇. 大迎角细长体绕流结构演变过程实验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 503 ~ 506.
- [9] 马宇, 刘沛清, 邓学莹, 邵延峰. 细长旋成体大迎角绕流中的头涡向卡门涡的演变[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 65 ~ 70.
- [10] LAMONT P J. Pressures around an inclined ogive cylinder with laminar, transitional, or turbulent separation[J]. AIAA Journal, 1982, 20(11): 1492 ~ 1499.
- [11] RAMBERG S E. The effects of yaw and finite length upon the vortex wakes of stationary and vibrating circular cylinders[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, 128, 81 ~ 107.

(上接第 71 页)

致谢:感谢国家 863-2 专家委员会和相关专家组对本项工作的关心与支持,参加本项工作的还有赵忠良、田洪盛、刘维亮、邢金锁、谢新跃、廖凯等,在此一并表示感谢。

参考文献:

- [1] ERICSSON L E. Cobra maneuver considerations. ICAS-92-4. 6R, 1992.
- [2] 伍开元, 王德茂, 郑世华. 有翼天地往返运输系统动态特性试验技术研究 [R]. 国家高技术航天领域立项报告, 1993. 11.
- [3] 伍开元, 赵忠良, 任斌. 航天飞行器高速大迎角动稳定性试验研究进展 [R]. 国家高技术航天领域(863-2)气动力/热学术会议报告, 1995. 11.
- [4] 赵忠良, 李其畅. OV102 统一动态模型设计 [R]. CARD-2, 1998. 4.
- [5] 郑世华, 徐永长, 伍开元等. 高速风洞大迎角大振幅俯仰振荡试验研究 [C]. 空气动力学研究文集, 第六卷, 1996.
- [6] 伍开元, 李其畅等. FL-24 高速风洞 OV102 模型大振幅动态试验报告 [R]. CARD-2, 2003. 05.
- [7] 郑世华, 徐永长等. 高速风洞动态失速试验数据处理方法研究 [R]. CARD-2, 1997.