

平流层飞艇气动特性相似缩比分析与风洞试验*

史智广^{1,2}, 左宗玉¹, 杨玉洁²

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2. 北京临近空间飞艇技术开发有限公司, 北京 100070)

摘要:阐述了平流层飞艇气动特性天地相似缩比分析设计方法,给出了刚体模型与柔性体模型完成风洞试验需满足的相似准则数,并指导完成两类缩比模型研制及风洞试验。通过对两类缩比模型风洞试验数据的分析,发现平流层飞艇不同充气内压下气动特性规律基本一致,但较刚体模型有明显的差异;柔性特征下的气动阻力系数明显高于刚体,在零攻角状态下甚至高出一倍,引发滚转气动力矩特性出现稳定与发散的本质变化。这对平流层飞艇特别是低压保形下的柔性气动特性评估,克服现有采用刚体气动特性数据或工程估算方法进行“动阻平衡”飞艇总体设计存在较大偏差的弊端,具有重要工程应用价值。

关键词:相似性;气动特性;风洞试验;平流层飞艇;缩比模型

中图分类号:V211.54 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2023)06-040-08



听
语
音
聊
科
研
与
作
者
互
动

Scaled similarity analysis of aerodynamic characteristics and wind tunnel test for stratospheric airship

SHI Zhiguang^{1,2}, ZUO Zongyu¹, YANG Yujie²

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Beijing Near Space Airship Technology Development Co. Ltd, Beijing 100070, China)

Abstract: The analysis and design method of the sky-ground scaled similarity of aerodynamic characteristics for stratospheric airship were described in detail. The similarity criteria for the rigid and flexible models to complete the wind tunnel tests were given. Two kind of scaled models and wind tunnel test were completed. By analyzing the wind tunnel experimental data for scaled models, it was found that the aerodynamic characteristics of the stratospheric airship under different inflatable internal pressures were basically same, but the rigid body model was obviously different. The aerodynamic drag coefficient under flexible characteristics was significantly higher than that of rigid body, and even twice as high as that under zero attack angle, which lead to the essential changes of the rolling aerodynamic torque characteristics, such as stability and divergence. It has important engineering application value for evaluating flexible aerodynamic characteristics of stratospheric airship, especially under low pressure state. And it overcomes the disadvantages of using rigid body aerodynamic characteristics data or engineering estimation method in the airship overall design of "dynamic-resistance balance".

Keywords: similarity; aerodynamic characteristics; wind tunnel test; stratospheric airship; scaled model

平流层飞艇主要利用空气静力学高效稳定漂浮在驻空高度,充分发挥临近空间 20 km 高度附近常年风速小的环境特征,配置电推进系统实现小风速、低速抗风机动飞行“动阻平衡”。由于 20 km 高度环境大气密度约为地面的 1/14,浮力囊体的尺度达到百米量级,气动阻力较大。实现动态可控低阻飞行姿态是解决稀薄空气下的电动螺旋桨推力输出能力有限、“小马拉大车”精简动力布局现状下飞艇平台“浮重平衡”和“昼夜循环

能耗平衡”的重要途径^[1]。其关键在于摸清飞艇气动特性,特别是浮力囊体在机动飞行过程中充压柔性形变下的气动特性,这是平流层飞艇总体优化设计与飞行控制设计的重要基础数据。

由于平流层飞艇囊体尺度巨大,现有气动试验条件无法实现全尺寸状态下的风洞试验,通过缩比模型吹风获取,需满足一定的天地相似性,只有这样才能保证缩比风洞试验获取的气动特性数据具有一定参考价值。美国 NASA 兰利研究中心

* 收稿日期:2022-11-29

基金项目:国家自然科学基金资助项目(62073019)

作者简介:史智广(1987—),男,安徽阜阳人,研究员,博士,E-mail:shizhiguang_hyty@sina.cn;

左宗玉(通信作者),男,安徽铜陵人,教授,博士,博士生导师,E-mail:zzybobby@buaa.edu.cn

使用缩比模型飞机进行飞行研究已有很长的历史^[2],研究表明,缩比试验对于平流层飞艇类较小升阻比飞行器的验证有效性较高^[3]。当前,对平流层飞艇缩比相似性的研究主要集中在气动构型^[4-5]、螺旋桨气动与振动^[6-14]、结构力学特性响应^[15]、刚体飞行器缩比试验^[14-15]与风洞试验方法等领域^[16-21],对平流层飞艇柔性气动特性飞行器领域研究较少^[22-26],特别是其柔性气动特性实际缩比风洞试验、与刚体气动特性的差异性等方面的实践研究。

本文针对平流层飞艇充压柔性变形下的气动特性试验需求,系统阐述了缩比模型天地相似性分析理论方法,研制柔性、刚性缩比模型,开展变雷诺数、变攻角、变侧滑角风洞试验,对试验现象进行深入分析,提炼平流层飞艇气动特性变化规律。

1 平流层飞艇柔性气动特性描述

影响平流层飞艇气动力学现象的物理量包括空气密度 ρ 、空气黏度 μ 、气流角 γ 、囊体特征长度 $V^{1/3}$ 、飞行速度 v 、声速 a 、浮力囊体充气保形压差 P_s 、柔性囊体材料弹性模量 E 、柔性囊体材料厚度 δ 。其气动力与力矩可以表述为:

$$(Q, M) = f_1(\rho, V^{1/3}, v, a, \mu, \delta, P_s, E, \gamma) \quad (1)$$

式中, Q 、 M 分别表示飞艇所受的气动力与气动力矩。

另外,飞艇依靠浮力囊体蒙皮张应力保持气动外形,此时气囊内外压力差与蒙皮张应力满足平衡关系,外部空气流动及内部温度变化都会因平台充压保形压力差变化而变化。故,影响其充压保形现象的物理量包括 ρ 、 $V^{1/3}$ 、 v 、 E 、 δ 、填充气体常数 R 、填充气体温度 K 。其充气保形压差可表述为:

$$P_s = f_2(\rho, V^{1/3}, v, K, R, E, \delta) \quad (2)$$

将式(2)代入式(1),可求出平流层飞艇柔性气动特性。

$$(Q, M) = f_3(\rho, V^{1/3}, v, a, \mu, \gamma, K, R, E, \delta) \quad (3)$$

2 天地相似缩比分析

π 定理^[19, 22-24]:一个反应物理过程量纲奇次的物理量方程可以转换成由这些物理量组成的各无量纲参数间的函数关系。

相似定理^[19, 22-24]:凡同一种类现象(即可用同一动态方程组描述的现象),且由单值条件中的物理量所组成的相似准则在数值上相等,则这些现象一定相似。

本文将依据上述定理开展平流层飞艇气动特性特征量的量纲分析,推导出影响相似缩比的无量纲相似准则数,按照相似定理完成缩比模型设计及风洞试验实施,确保试验数据的天地一致性。

2.1 量纲分析

考虑到平流层飞艇气动特性特征量描述的复杂性,采用量纲分析的 π 定理来开展分析。选取基本物理量纲:长度 L 、质量 M 、时间 T 及温度 Θ 。根据各物理量的量纲定义,则有:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dim Q = L^1 M^1 T^{-2} \Theta^0 \\ \dim M = L^2 M^1 T^{-2} \Theta^0 \\ \dim \rho = L^{-3} M^1 T^0 \Theta^0 \\ \dim V^{1/3} = L^1 M^0 T^0 \Theta^0 \\ \dim v = L^1 M^0 T^{-1} \Theta^0 \\ \dim a = L^1 M^0 T^{-1} \Theta^0 \\ \dim \mu = L^{-1} M^1 T^{-1} \Theta^0 \\ \dim \gamma = L^0 M^0 T^0 \Theta^0 \\ \dim K = L^0 M^0 T^0 \Theta^1 \\ \dim R = L^2 M^0 T^{-2} \Theta^{-1} \\ \dim E = L^{-1} M^1 T^{-2} \Theta^0 \\ \dim \delta = L^1 M^0 T^0 \Theta^0 \end{array} \right. \quad (4)$$

其中, \dim 表示量纲。根据式(4),可写出式(3)主要运动特征量的量纲矩阵,如表1所示。

表1 平流层飞艇气动特性特征量量纲矩阵

Tab. 1 Quantitative dimension matrix of aerodynamic characteristics of stratospheric airship

基本量纲	导出量纲									
	ρ	$V^{1/3}$	v	K	a	μ	γ	R	E	δ
L	-3	1	1	0	1	-1	0	2	-1	1
M	1	0	0	0	0	1	0	0	1	0
T	0	0	-1	0	-1	-1	0	-2	-2	0
Θ	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0

从表1可知,物理量 ρ 、 $V^{1/3}$ 、 v 、 K 与基本物理量的量纲矩阵的行列式不为零,则其与基本物理量是一一映射的,故其可作为基本物理量,其他物理量均可由其导出。

令 $E = \pi_E \rho^{\lambda_1} (V^{1/3})^{\lambda_2} v^{\lambda_3} K^{\lambda_4}$,根据 π 定理,结合式(4),则有:

$$L^{-1} M^1 T^{-2} \Theta^0 = (L^{-3} M^1 T^0 \Theta^0)^{\lambda_1} (L^1 M^0 T^0 \Theta^0)^{\lambda_2} \cdot (L^1 M^0 T^{-1} \Theta^0)^{\lambda_3} (L^0 M^0 T^0 \Theta^1)^{\lambda_4} \quad (5)$$

求解式(5)可知, $\lambda_1 = 1, \lambda_2 = 0, \lambda_3 = 2, \lambda_4 = 0$, 进而由定义可求出 E 的无量纲参数 π_E 。

$$\pi_E = \frac{E}{\rho v^2} \quad (6)$$

同理, 可求出其他物理量的对应无量纲参数分别为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \pi_a = \frac{a}{v} \\ \pi_\mu = \frac{\mu}{\rho V^{1/3} v} \\ \pi_\delta = \frac{\delta}{V^{1/3}} \\ \pi_Q = \frac{Q}{\rho V^{2/3} v^2} \\ \pi_M = \frac{M}{\rho V v^2} \\ \pi_{P_s} = \frac{P_s}{\rho v^2} \end{array} \right. \quad (7)$$

根据量纲分析 π 定理, 则由式(4)可得到:

$$(\pi_Q, \pi_M) = f_3(1, 1, 1, 1, \pi_a, \pi_\mu, \gamma, \pi_R, \pi_E, \pi_\delta) \quad (8)$$

综上所述, 式(8)形成了平流层飞艇气动特性的相似准则。根据相似定理^[19, 22-24], 只要保证在原型艇和缩比模型试验中组成相似准则的无量纲数(同名相似准则数)相同, 就能使得原型艇与缩比模型试验现象相似, 进而将缩比模型试验的结果按相似比例尺推广至原型艇上。

2.2 相似准则数选取

根据相似准则数的定义可知, 上述推导的主要无量纲参数都对应着常用的物理量, 即有 $\pi_\mu = \mu/(\rho V^{1/3} v)$ 对应着雷诺数 Re , $\pi_a = a/v$ 对应着马赫数 Ma , $\pi_E = E/(\rho v^2)$ 、 $\pi_\delta = \delta/V^{1/3}$ 、 $\pi_{P_s} = P_s/(\rho v^2)$ 分别为囊体材料与内压的无量纲参数, $\pi_Q = Q/(\rho V^{2/3} v^2)$ 对应着气动力系数 C_d , $\pi_M = M/(\rho V v^2)$ 对应着气动力矩系数 C_n 。

另外, 平流层飞艇属于低速飞行器, 飞行速度(包括风洞试验吹风速度)小于临界马赫数 ($Ma > 0.4$, 约 120 m/s), 故在缩比模型设计时可忽略相似准数马赫数的影响, 只模拟 Re 、 π_E 、 π_δ 、 π_{P_s} 等相似准则数。

2.3 相似指标计算

C 表示相应物理量的相似比例尺, 为保证 Re 、 π_E 、 π_δ 、 π_{P_s} 等相似准则数相同, 要求其对应的相似指标都为 1, 则有:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{C_\rho C_l C_v}{C_\mu} = 1 \\ \frac{C_E}{C_\rho C_v^2} = 1 \\ \frac{C_\delta}{C_l} = 1 \\ \frac{C_{P_s}}{C_\rho C_v^2} = 1 \end{array} \right. \quad (9)$$

求解式(9), 则有 $C_v = C_\mu/(C_\rho C_l)$, $C_E = C_\mu^2/(C_\rho C_l^2)$, $C_\delta = C_l$, $C_{P_s} = C_\mu^2/(C_\rho C_l^2)$ 。因此, 平流层飞艇风洞试验缩比模型的等效设计要根据所选择的试验风洞的尺寸、环境特性来对应设计, 而不能随意选择。

3 缩比模型风洞试验

3.1 缩比参数设计

风洞试验采用的是一座单回流闭口低速风洞, 试验段长 14 m, 横截面为 3 m × 3 m 四角圆化正方形, 圆角半径为 0.5 m, 试验段有效横截面积为 8.785 4 m²。试验段左右两侧洞壁互相平行, 上下两侧洞壁沿流向各有 0.2° 扩张角, 以消除顺流而下风洞壁面附面层增加的影响, 使得轴向静压梯度基本消除, 风洞流场品质良好。依据 3 m 量级风洞试验的模型设计经验, 考虑飞艇模型的最大迎风面积不宜超过风洞试验段横截面积的 5%^[26-27], 确定模型特征长度缩比比例尺 $C_l = 75$ 。相应的驻空高度与风洞试验大气环境参数如表 2 所示。

表 2 驻空高度与风洞试验大气环境参数

Tab. 2 Standing altitude and wind tunnel test atmospheric environment parameters

海拔高度	压强/Pa	温度/K	密度/(kg/m ³)
20 000 m	5 976.6	216.50	0.096 3
地面	100 606.3	293.15	1.195 6

结合试验环境大气参数, 可计算出 $C_\rho = 0.080 5$ 、 $C_\mu = 0.783 5$, 进一步得出完整的天地相似缩比比例尺 $C_v = 0.129 8$, $C_E = 0.001 355 687 5$, $C_{P_s} = 0.001 355 687 5$, $C_\delta = 75$ 。

从上述推导的比例尺可以看出, 若要保证原型与模型试验完全相似, 特别是压力相似, 则要使囊体材料的弹性模量大大提高, 而材料厚度降低, 这将导致实际选材困难, 大大增加工程实现难度及试验成本。因此, 对刚体模型的气动特性缩比试验仅需考虑雷诺数 Re 相似即可; 而对于柔性体

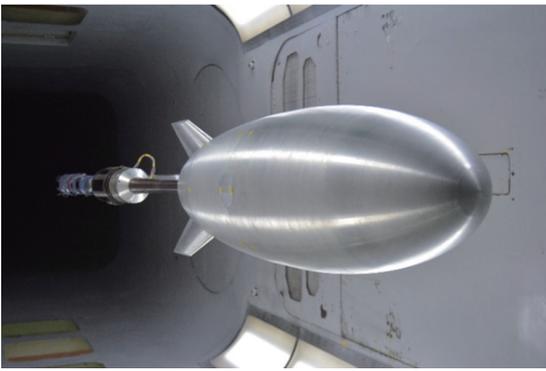
模型的气动特性缩比试验要综合考虑囊体内外压差与蒙皮张力平衡关系对平台气动特性耦合的影响^[22],定义充气保形无量纲数(张力相似) $\pi_{bx} = P_s V^{1/3} / (\epsilon \delta)$,则其相似指标为:

$$\frac{C_{P_s} C_l}{C_E C_\delta} = 1 \quad (10)$$

为充分模拟飞艇绕流场的压力分布的相似性,可选择与平流层飞艇外囊体相同的囊体材料, $C_E = C_\delta = 1$,明确柔性缩比模型试验保形压差相似 $C_{P_s} = 1/C_l$,从而在降低试验难度的同时也保证了试验的有效性。

3.2 缩比模型研制

刚性缩比模型为75:1铝制模型,由飞艇前段、中段、后段组成,如图1所示。柔性体缩比模型采用与刚体相同的尺寸,外面贴敷囊体材料,内部配置有充气保形接口,通过气管引出至风洞外部,通过压力监测与补气系统实时维持模型内外保形压差。



(a) 刚体模型
(a) Rigid model



(b) 柔性体模型
(b) Flexible body model

图1 缩比风洞模型实物图

Fig.1 Physical picture of the shrinkage ratio wind tunnel model

3.3 风洞试验数据分析

3.3.1 数据坐标系与气流角定义

艇体坐标系(体轴系) $Oxyz$:坐标系原点 O

固定在飞艇模型体心, Oy 轴位于飞艇模型的对称面并指向艇首, Ox 轴垂直于飞艇模型对称面指向右方, Oz 轴在对称面内与 Oy 轴垂直指向艇身上方。

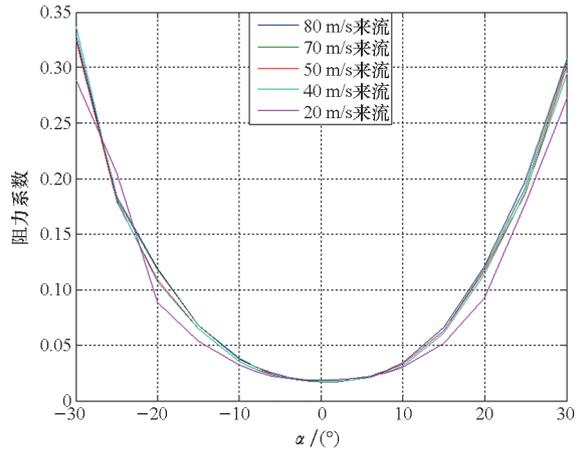
气流坐标轴系(风轴系) $O_a x_a y_a z_a$:坐标系原点 O_a 固定在飞艇模型体心; $O_a x_a$ 平行于气流方向并指向前; $O_a y_a$ 在飞艇模型的对称面内垂直于 $O_a x_a$ 轴指向模型上方; $O_a z_a$ 按照右手法则确定。

攻角 α :飞行速度矢量在艇体坐标系下 Oyz 对称面上的投影与 Oy 轴之间的夹角,投影在对称面上方为正。

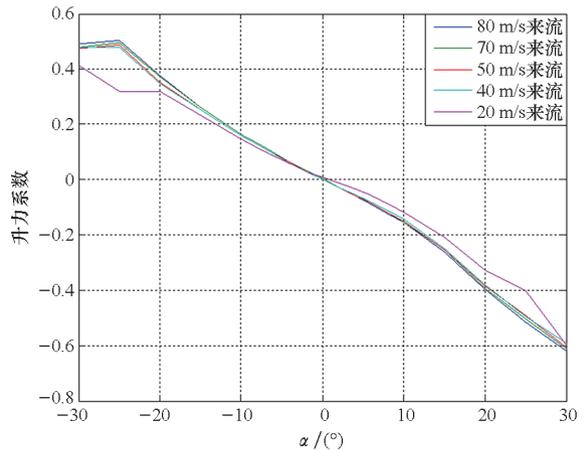
侧滑角 β :飞行速度矢量与艇体坐标系下 Oyz 对称面的夹角,在对称面右侧为正。

3.3.2 变雷诺数风洞试验

刚体模型变雷诺数风洞试验结果如图2所示。



(a) 阻力特性
(a) Resistance characteristic



(b) 升力特性
(b) Lift characteristic

图2 刚体模型变雷诺数风洞试验结果

Fig.2 Variable Reynolds number wind tunnel test results of the rigid body model

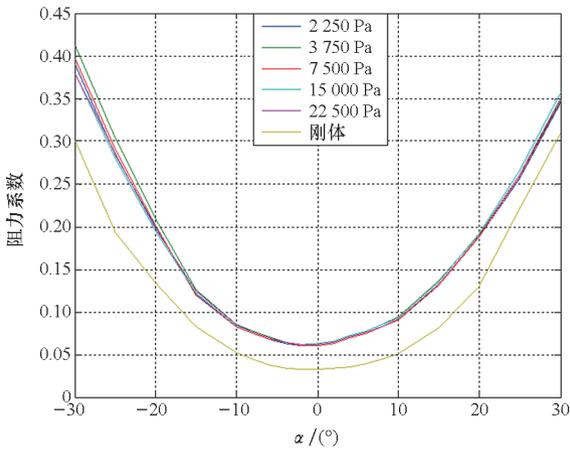
从图 2 可以看出,风速为 20 m/s 时雷诺数效应比较明显,试验风速在高于 50 m/s 后雷诺数 (1.93×10^6) 对试验结果影响比较小,这表明模型已经进入雷诺数自模区。因此,后续风洞试验风速采用 70 m/s 来流进行。

3.3.3 变攻角变侧滑角风洞试验

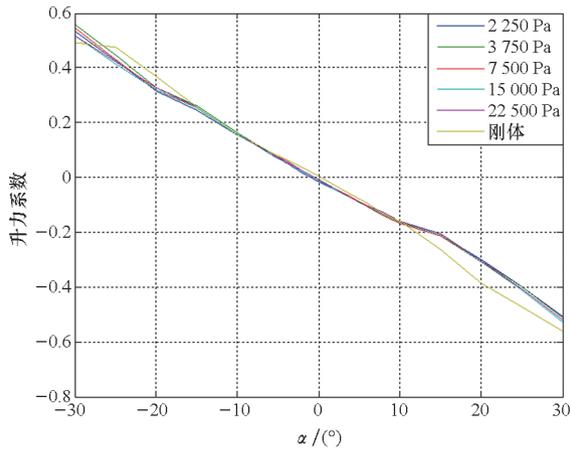
侧滑角为 8° 时气流坐标系与艇体坐标系下的气动特性风洞试验结果分别如图 3、图 4 所示。从图 3、图 4 可以看出,平流层飞艇在 2 250 ~ 22 500 Pa 充气内压下升阻特性一致性较强,侧向力变化趋势一致,高内压下数值吻合度较高、低内压下数值存在一定分散。这主要是由于高内压下柔性体刚度较强,侧向受力气动形变较小;受气动力变化的影响,气动力矩同样呈现相似的变化规律。另外,柔性体模型较刚体模型气动特性有明显的差异界面,并未随着充气内压的增大而逐步趋向于刚体模型试验结果,这主要是由柔性体模

型工程试验过程中刚柔结合界面的干扰(如测量天平所在的内部支撑与外部覆盖的蒙皮结合处可能产生的台阶)、大展弦比充气尾翼的刚度差异、缩比模型不同材料表面粗糙度引起的。

侧滑角为 40° 时气流坐标系和艇体坐标系下的气动特性风洞试验结果分别如图 5、图 6 所示。从图 5、图 6 可以看出,平流层飞艇不同充气内压

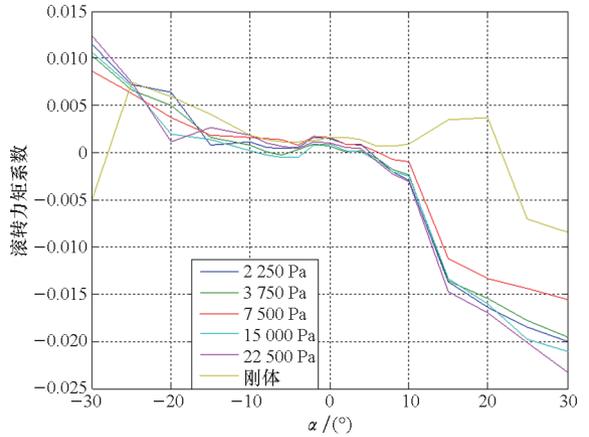


(a) 阻力特性
(a) Resistance characteristic



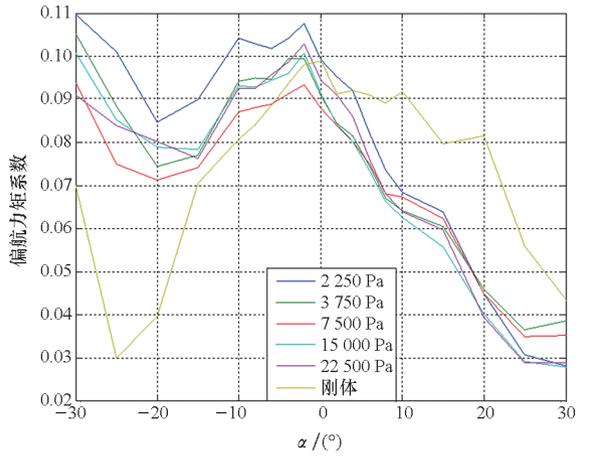
(b) 升力特性
(b) Lift characteristic

图 3 气流坐标系下气动特性风洞试验结果(8° 侧滑角)
Fig.3 Experimental data on pneumatic characteristic wind tunnel in air ventilation system(8° side angle)



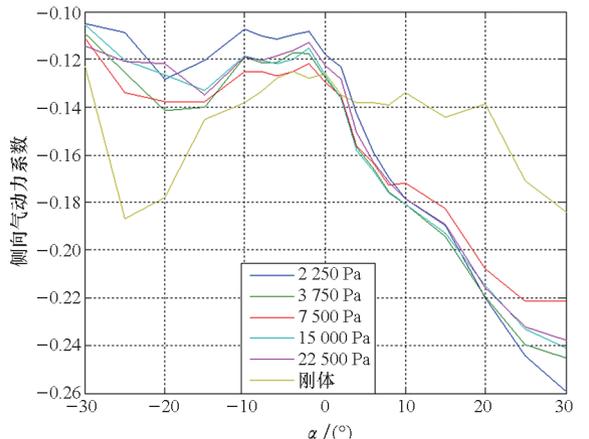
(a) 纵向滚转气动特性

(a) Longitudinal aerodynamic characteristics of roll



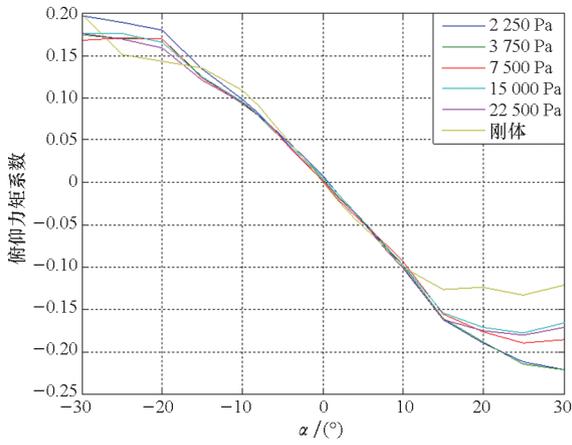
(b) 纵向偏航气动特性

(b) Longitudinal aerodynamic characteristics of yaw



(c) 侧向气动特性

(c) Lateral aerodynamic characteristics



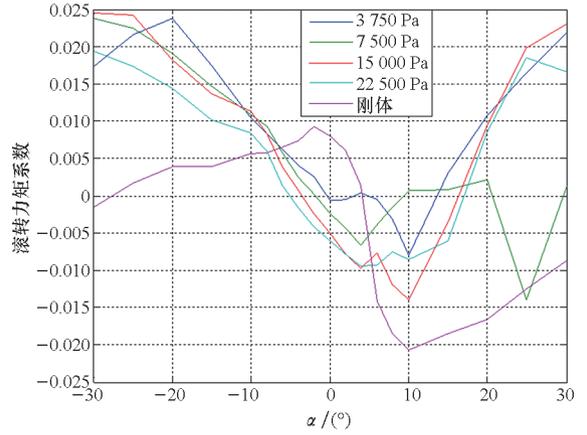
(d) 横向俯仰气动特性

(d) Transverse aerodynamic characteristics of pitch

图4 艇体坐标系下气动特性风洞试验结果(8°侧滑角)

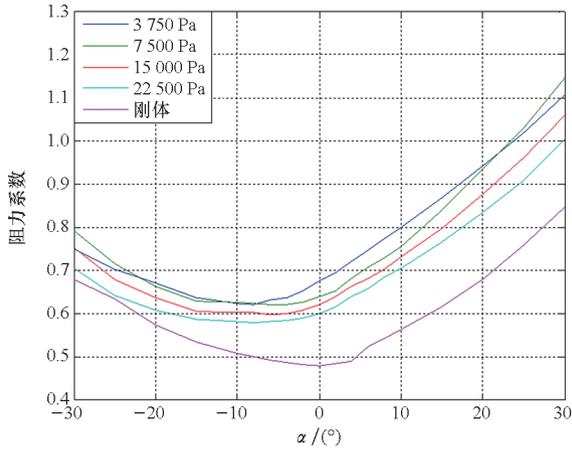
Fig.4 Experimental data on pneumatic characteristic wind tunnel in boat body coordinate system(8° side angle)

下气动特性规律基本一致,但数值分散度加剧,较刚体模型试验结果差异更加明显。导致该现象的主要原因除上述分析方面外,大侧滑角引发的柔性体模型气动流动分离、气弹效应、充气尾翼变形与位移影响更加明显。



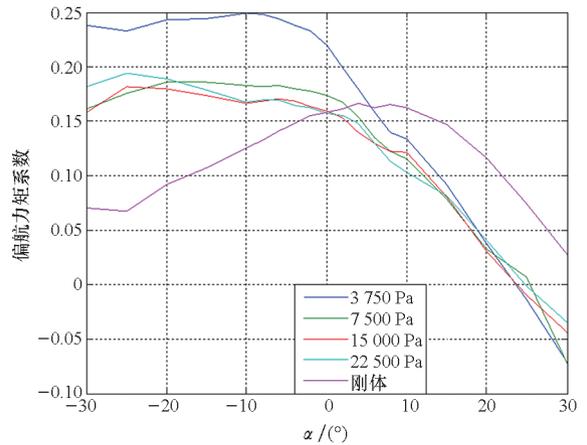
(a) 纵向滚转气动特性

(a) Longitudinal aerodynamic characteristics of roll



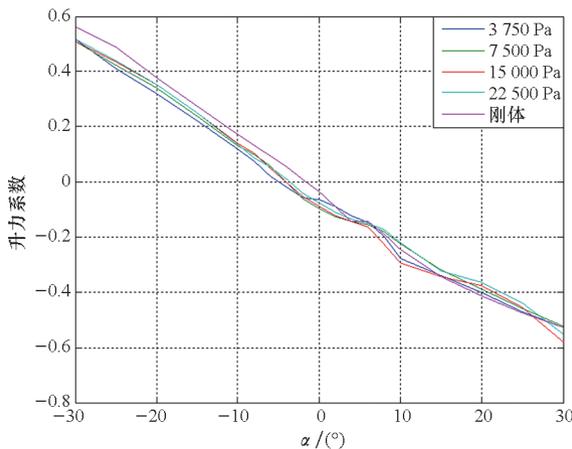
(a) 阻力特性

(a) Resistance characteristic



(b) 纵向偏航气动特性

(b) Longitudinal aerodynamic characteristics of yaw

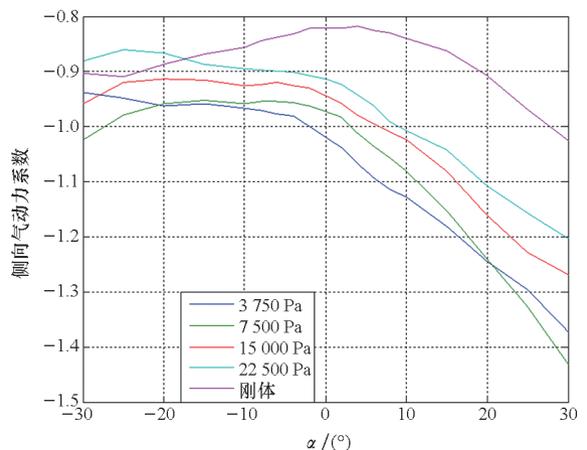


(b) 升力特性

(b) Lift characteristic

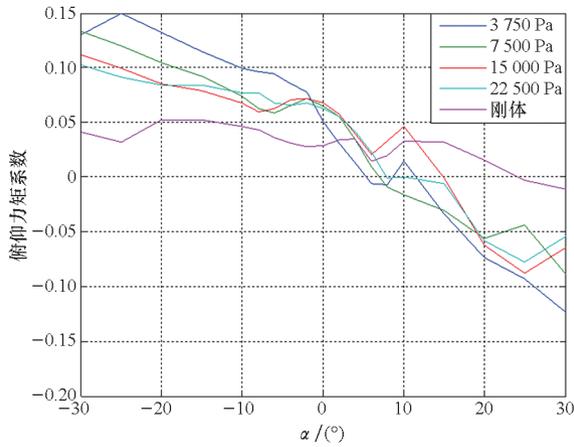
图5 气流坐标系下气动特性风洞试验结果(40°侧滑角)

Fig.5 Experimental data on pneumatic characteristic wind tunnel in air ventilation system(40° side angle)



(c) 侧向气动特性

(c) Lateral aerodynamic characteristics



(d) 横向俯仰气动特性

(d) Transverse aerodynamic characteristics of pitch

图 6 艇体坐标系下气动特性风洞试验结果(40°侧滑角)

Fig. 6 Experimental data on pneumatic characteristic wind tunnel in boat body coordinate system(40° side angle)

4 结论

本文详细阐述了平流层飞艇气动特性天地相似缩比分析设计方法,给出了刚体模型与柔性体模型完成风洞试验需满足的相似准则数,并指导完成两类缩比模型研制及风洞试验。通过对两类缩比模型风洞试验数据进行分析,发现平流层飞艇不同充气内压下气动特性规律基本一致,但较刚体模型有明显的差异;柔性特征下的气动阻力系数明显高于刚体,在零攻角状态下甚至高出一倍,引发滚转气动力矩特性出现稳定与发散的本质变化。这对平流层飞艇特别是低压保形下的气动特性核算,及当前普遍采用刚体气动特性数据或工程估算方法进行“动阻平衡”飞艇总体设计有重要工程应用价值。

致谢

风洞试验测试工作是在北京临近空间飞艇技术开发有限公司张小强高级工程师与中国航天科技集团公司第十一研究院试验人员的帮助下完成的,特此致谢!

参考文献 (References)

[1] 甘晓华, 郭颖. 飞艇技术概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
GAN X H, GUO Y. Introduction to airship technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005. (in Chinese)

[2] DAVID F F. Fifty years of flight research; an annotated bibliography of technical publications of NASA Dryden flight research center, 1946 - 1996[M]. USA: NASA, 1999.

[3] OWENS B, BRANDON J, CROOM M, et al. Overview of

dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC [C]//Proceedings of the 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2006.

- [4] 王浩, 华俊, 钟敏. CAE-AVM 模型巡航构型风洞试验[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(4): 148 - 157.
WANG H, HUA J, ZHONG M. Wind-tunnel test of cruise configuration of CAE-AVM model [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(4): 148 - 157. (in Chinese)
- [5] 周萌, 高国柱, 薛松海. 双囊体飞艇布局气动特性分析[J]. 西安航空学院学报, 2021, 39(1): 3 - 8.
ZHOU M, GAO G Z, XUE S H. Aerodynamic performance analysis of layout of double-envelope airships [J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2021, 39(1): 3 - 8. (in Chinese)
- [6] 胡晓强, 黄政, 刘志华. 复合材料螺旋桨扭转变形对推力脉动影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 416 - 424.
HU X Q, HUANG Z, LIU Z H. Effects of composite propeller torsional deformation on thrust pulsation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 416 - 424. (in Chinese)
- [7] 易贤, 周志宏, 杜雁霞, 等. 螺旋桨结冰试验相似准则研究[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛, 2014.
YI X, ZHOU Z H, DU Y X, et al. Study on the scaling law for rotorcraft icing [C]//Proceedings of the Sixth Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Youth Science and Technology Forum, 2014. (in Chinese)
- [8] 焦俊, 宋笔锋, 张玉刚, 等. 平流层飞艇螺旋桨气动相似准则研究[C]//中国浮空器大会, 2014.
JIAO J, SONG B F, ZHANG Y G, et al. Research on aerodynamic similarity criterion of stratospheric airship propeller [C]//Proceedings of China Aerostat Conference, 2014. (in Chinese)
- [9] 高永卫, 乔志德. 螺旋桨风洞实验气动声学相似准则研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(4): 430 - 434.
GAO Y W, QIAO Z D. A new propeller aeroacoustic scaling law [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(4): 430 - 434. (in Chinese)
- [10] 孙振华. 复合材料螺旋桨缩比相似模型振动特性研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2022.
SUN Z H. Study on vibration characteristics of composite propeller scaled model [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [11] 张宇. 平流层浮空器及螺旋桨气动特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
ZHANG Y. Study on aerodynamic characteristics of stratospheric aerostat and propeller [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020. (in Chinese)
- [12] 刘沛清, 马蓉, 段中喆, 等. 平流层飞艇螺旋桨地面风洞试验[J]. 航空动力学学报, 2011, 26(8): 1775 - 1781.
LIU P Q, MA R, DUAN Z Z, et al. Ground wind tunnel test study of the propeller of stratospheric airships [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1775 - 1781. (in Chinese)
- [13] 周利霖, 唐国金. 大型飞艇缩比模型设计方法研究[C]//第三届高分辨率对地观测学术年会, 2014.
ZHOU L L, TANG G J. Design method of scale model for large airship [C]//Proceedings of 3rd Annual Conference on High Resolution Earth Observation, 2014.
- [14] LAURENCE A W. Flight testing the X-36: the test pilots perspective; NASA-CR-198058[R]. [s.l.:s.n.], 1997.

- [15] TAYLOR B R. X-48B preliminary flight test results [C]//Proceedings of Annual Meeting, NASA Fundamental, Aeronautics Program, Subsonic Fixed Wing Project, 2009.
- [16] 吴子牛, 王兵, 周睿, 等. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
WU Z N, WANG B, ZHOU R, et al. Aerodynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)
- [17] 张兆顺, 崔桂香. 流体力学[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2006.
ZHANG Z S, CUI G X. Fluid mechanics [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2006. (in Chinese)
- [18] 王铁城. 空气动力学实验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
WANG T C. Aerodynamic experiments technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995. (in Chinese)
- [19] 邱绪光. 实用相似理论[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1988.
QIU X G. Practical similarity theory [M]. Beijing: Beijing Aeronautical University Press, 1988. (in Chinese)
- [20] CHAO G M, MA X Y, WANG N T, et al. Control method of adaptive delay wind tunnel based on total pressure characteristics [C]//Proceedings of China Automation Congress (CAC), 2022.
- [21] 屠兴. 模型实验的基本理论和方法[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1989.
TU X. Basic theory and method of model experiment [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1989. (in Chinese)
- [22] 田中伟, 周睿, 吴子牛. 飞艇相似准则研究[C]//中国浮空器大会, 2008: 84-88.
TIAN Z W, ZHOU R, WU Z N. Research on airship similarity criterion [C]//Proceedings of China Aerostat Congress, 2008: 84-88. (in Chinese)
- [23] 牛文韬, 高永. 缩比模型飞行试验相似准则研究[J]. 兵工自动化, 2021, 40(8): 30-34.
NIU W T, GAO Y. Research on similarity criterion of sub-scale model flight test [J]. Ordnance Industry Automation, 2021, 40(8): 30-34. (in Chinese)
- [24] SUVARNA S, CHUNG H, SINHA A, et al. Revised semi-empirical aerodynamic estimation for modelling flight dynamics of an airship[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 126: 107642.
- [25] 李意, 陈务军, 高成军, 等. 考虑裁切效应飞艇囊体模型充气数值模拟与试验[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(3): 277-284.
LI Y, CHEN W J, GAO C J, et al. Numerical simulation and tests on inflation of an airship envelope model with cutting pattern effects [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2020, 54(3): 277-284. (in Chinese)
- [26] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
Military Training Textbook Editing Committee of the General Reserve Department of PLA. Low-speed wind tunnel test [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [27] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.
LI Z F. Handbook of wind tunnel test [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015. (in Chinese)