

文章编号:1000-8055(2011)08-1775-07

平流层飞艇螺旋桨地面风洞试验

刘沛清¹, 马 蓉², 段中喆¹, 马利川¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国空间技术研究院 研究发展部 临近空间飞行器研究中心, 北京 100094)

摘 要: 按照等雷诺数 Re 和等前进比 λ 相似准则, 从平流层飞艇螺旋桨的运动和动力相似角度出发, 建立了螺旋桨拉力系数、功率系数和效率等参数的相似公式, 并在地面常规密度风洞中进行了螺旋桨的缩比模型试验。通过对有关试验结果与平流层原型桨的数值模拟和片条理论计算结果的对比分析可看出, 三者基本吻合, 从而说明地面风洞试验的环境密度大小基本不影响螺旋桨相似性参数, 由此得到平流层飞艇螺旋桨可在地面常规密度风洞中按照等 Re 和等前进比相似准则进行缩比模型试验, 而不必为此建立特制的昂贵的低密度环境风洞。同时, 实验结果表明, 在螺旋桨前进比小于 0.3 的情况下, 因滑流区侧向收缩大, 片条理论计算的无量纲气动性能曲线需要进行侧收缩修正。

关 键 词: 高效螺旋桨; 地面风洞实验; 平流层飞艇; 相似原理; 缩比模型

中图分类号: O355

文献标志码: A

Ground wind tunnel test study of the propeller of stratospheric airships

LIU Pei-qing¹, MA Rong², DUAN Zhong-zhe¹, MA Li-chuan¹

(1. School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Near Space Vehicle Research Centre, Research and Development Institute,
China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In accordance with similarity criteria such as the equal Reynolds number and equal advance ratio, the paper established some similarity formulas about the thrust coefficient, the power coefficient and efficiency from the perspective of kinematic similarity and dynamical similarity for the propeller of stratosphere airships. The scaled model test of the propeller was carried out in Beijing University of Aeronautics and Astronautics ground wind tunnel. It shows that the experiment results basically tally with the results of the standard strip's theoretical calculation and numerical simulation. So it proves that the environment density has no effect on similarity parameters, and the scaled model test of the propeller can be carried out in the ground wind tunnel using the Reynolds number similarity criteria and the advanced ratio similarity criteria. There is no need of building special and costly low-density wind tunnel. Meanwhile, the experiment results also show that there is a large lateral contraction in the slip flow regime when the advance ratio of the propeller is less than 0.3. So lateral contraction correction is required for the nondimensional aerodynamic character curves calculated by the standard strip theory.

收稿日期: 2010-08-16; **修订日期:** 2011-03-02

基金项目: 国家高技术研究发展计划 705 项目

作者简介: 刘沛清(1960—), 男, 山西忻州人, 教授、博士生导师, 从事现代高效轻质螺旋桨设计与优化技术等方面的研究。

Key words: high-efficient propeller; ground wind tunnel test; stratospheric airships; similarity criteria; the scaled model

近年来,美、英、俄、日等航空发达的国家,对飞艇在军、民用领域中的作用进行了重新评估后,开始重视并重新设计、制造和使用飞艇^[1-12],尤其是美国,其研制飞艇的热度更为高涨和积极主动。飞艇依靠空气浮力而升空,具有定点、长期留空等特点,便于长期监测、预警、通信等工作。平流层飞艇飞行高度一般在20~30 km之间,飞行速度为8~20 m/s,飞行时间长达数月。为了实现定点、可控飞行,要求飞艇推进系统必须是轻质高效的,而电机驱动的复合材料螺旋桨系统是飞艇的主要推进系统。一方面,由于平流层空气密度小(在20 km处空气密度是地面空气密度的1/14倍)、空气的运动黏度大(在20 km处空气的运动黏度是地面的11倍),以及螺旋桨平飞速度小和拉力(推力)要求大,使人们无法像低空螺旋桨那样用常规设计方法达到高效、大推力的目标;另一方面,由于平流层飞艇长航时的要求,为了充分利用发动机或电机功率,降低能源消耗,希望螺旋桨推进系统尽可能提高效率、减小质量。因此,如何获得平流层低密度大气环境的低速高效轻质螺旋桨,已成为平流层飞艇推进系统设计制造的关键技术。为了解决这些技术问题,本文针对平流层飞艇螺旋桨推进系统流动特征,利用数值模拟、风洞试验和气动设计等手段,对适应于平流层飞艇“电动、变转速、定矩、高效、低雷诺数 Re 、轻质”全复合材料螺旋桨推进系统进行了系统的地面常规低速风洞缩比模型试验,依据相似性准则论述如何在地面风洞中进行平流层飞艇螺旋桨风洞试验的基本条件。

1 平流层飞艇螺旋桨风洞试验相似原理

螺旋桨的相似性理论主要研究两方面的问题:一是两个几何相似的螺旋桨在什么条件下,工作状态是相似的;二是如何将螺旋桨的小尺寸风洞模型数据换算到实物上去。在风洞中进行模拟平流层低密度大气环境的缩比模型试验时,原型和模型螺旋桨流动相似的充分必要条件是^[13]:①相似流动必须由同样的规律(或微分方程)控制;②单值条件相似,也就是控制微分方程的定解条件相似,要求几何、运动相似,初时和边界条件相似;③动力相似准则相等。

对于某一螺旋桨系统,设螺旋桨的拉力 T 与下列物理量有关:空气的密度 ρ ,螺旋桨旋转速度 n_s ,螺旋桨直径 D ,螺旋桨前飞速度 V_0 ,总距角 φ_r ($r=0.7R$ 处翼型的安装角),几何扭角 $\Delta\varphi$ (桨根与桨尖安装角之差),桨叶的弦长 b ,空气的黏度 μ ,空气的声速 a ,重力加速度 g 。写成如下函数形式:

$$T = f_T(\rho, n_s, D, V_0, b, \mu, a, g, \varphi_r, \Delta\varphi) \quad (1)$$

选取 ρ, n_s, D 作为特征物理量,上式相应的无量纲形式为

$$\frac{T}{\rho n_s^2 D^4} = f_T\left(\frac{V_0}{n_s D}, \frac{b}{D}, \frac{\mu}{\rho n_s D^2}, \frac{a}{n_s D}, \frac{g}{n_s^2 D}, \varphi_r, \Delta\varphi\right) \quad (2)$$

或者写为

$$C_T = f_T(\lambda, Re, Ma, Fr, \frac{b}{D}, \varphi_r, \Delta\varphi) \quad (3)$$

其中 $C_T = \frac{T}{\rho n_s^2 D^4}$,为螺旋桨拉力系数; $\lambda = \frac{V_0}{n_s D}$,为螺旋桨的前进比; $Re = \frac{\rho n_s D^2}{\mu}$,为螺旋桨雷诺数; $Fr = \frac{n_s D}{\sqrt{gD}}$,为螺旋桨的弗劳德数; $Ma = \frac{n_s D}{a}$,为螺旋桨的马赫数。

螺旋桨功率 P 的无量纲函数形式为

$$C_P = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5} = f_P(\lambda, Re, Ma, Fr, \frac{b}{D}, \varphi_r, \Delta\varphi) \quad (4)$$

其中 $C_P = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5}$,为螺旋桨的功率系数。

螺旋桨转矩 M 的无量函数形式为

$$C_M = \frac{M}{\rho n_s^2 D^5} = f_Q(\lambda, Re, Ma, Fr, \frac{b}{D}, \varphi_r, \Delta\varphi) \quad (5)$$

其中 $C_M = \frac{M}{\rho n_s^2 D^5}$,为螺旋桨转矩系数。

螺旋桨的推进效率为

$$\eta = \frac{TV_0}{P} = \frac{C_T \rho n_s^2 D^4 V_0}{C_P \rho n_s^3 D^5} = \frac{C_T \lambda}{C_P} \quad (6)$$

对于平流层螺旋桨,在几何和运动相似的情况下,主要的影响参数是 Re 和 Ma 即

$$\begin{cases} C_T = f_T(\lambda, Re, Ma) \\ C_P = f_P(\lambda, Re, Ma) \\ C_M = f_M(\lambda, Re, Ma) \end{cases} \quad (7)$$

当考虑到平流层飞艇螺旋桨桨尖速度不大,忽略 Ma 的影响,则由上式可得主要的影响因素是前进比和 Re , 即

$$\begin{cases} C_T = f_T(\lambda, Re) \\ C_P = f_P(\lambda, Re) \\ C_M = f_M(\lambda, Re) \end{cases} \quad (8)$$

在不同工作高度 H 的情况,设密度为 ρ_H , 所对应的气动力无量纲参数为

$$\begin{cases} C_{T1} = \frac{T_H}{\rho_H n_s^2 D^4} = f_{T1}(\lambda_1, Re_1) \\ C_{P1} = \frac{P_H}{\rho_H n_s^3 D^5} = f_{P1}(\lambda_1, Re_1) \\ C_{M1} = \frac{M_H}{\rho_H n_s^2 D^5} = f_{M1}(\lambda_1, Re_1) \end{cases} \quad (9)$$

如果在地面常规密度 ρ_0 风洞中进行平流层低密度大气环境下的缩比模型试验时,其气动力无量纲系数变为

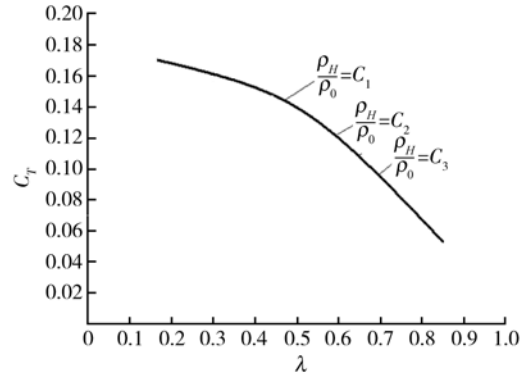
$$\begin{cases} C_{T0} = \frac{T_0}{\rho_0 n_s^2 D^4} = f_{T0}(\lambda_0, Re_0) \\ C_{P0} = \frac{P_0}{\rho_0 n_s^3 D^5} = f_{P0}(\lambda_0, Re_0) \\ C_{M0} = \frac{M_0}{\rho_0 n_s^2 D^5} = f_{M0}(\lambda_0, Re_0) \end{cases} \quad (10)$$

1) 当 $\lambda_1 = \lambda_0$ 且 $Re_1 = Re_0$ 时,如果 $C_{T1} = C_{T0}$, $C_{P1} = C_{P0}$, $C_{M1} = C_{M0}$, 则表明密度大小不影响螺旋桨试验的运动和动力相似,如图 1(a) 所示;

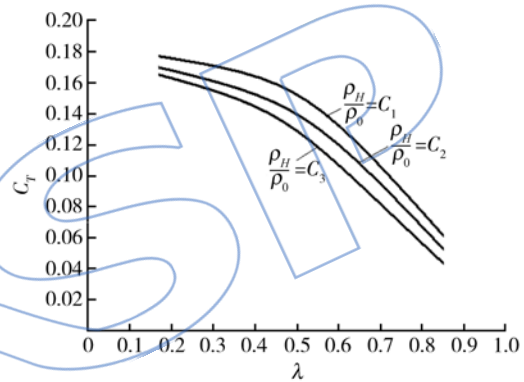
2) 当 $\lambda_1 = \lambda_0$ 且 $Re_1 = Re_0$ 时,如果 $C_{T1} \neq C_{T0}$, $C_{P1} \neq C_{P0}$, $C_{M1} \neq C_{M0}$, 则表明密度大小将影响螺旋桨试验的运动和动力相似,从而使得地面常规密度风洞中测量的气动力无量纲系数不等于平流层低密度大气环境下的气动力无量纲系数,可用密度比函数 $f(\frac{\rho_H}{\rho_0})$ 来反映影响程度,如图 1(b) 所示. 因此,在这种情况下,要想在地面常规密度风洞中进行平流层低密度大气环境的缩比模型试验,则应该考虑密度比 $\frac{\rho_H}{\rho_0}$ 对螺旋桨相似性参数的影响,经过密度比修正后,由地面常规密度风洞试验的气动力无量纲系数可用来表达平流层低密度大气环境下的气动力无量纲系数,即

$$\begin{cases} C_{T1} = C_{T0} f(\frac{\rho_H}{\rho_0}) \\ C_{P1} = C_{P0} f(\frac{\rho_H}{\rho_0}) \\ C_{M1} = C_{M0} f(\frac{\rho_H}{\rho_0}) \end{cases} \quad (11)$$

显然 $f(\frac{\rho_H}{\rho_0}) = 1.0$ 时,表示用不同密度进行风洞缩比模型试验时,不会影响螺旋桨的流动和动力相似.



(a) 密度变化对相似参数无影响



(b) 密度变化对相似参数有影响

图 1 因密度变化引起的不相似问题

Fig. 1 Dissimilarity problem is brought by density change

2 平流层飞艇螺旋桨地面风洞缩比模型试验及其结果分析

为了验证密度大小是否影响平流层飞艇螺旋桨风洞试验的运动和动力相似问题,本文依据等 Re 和等前进比 λ 相似性准则,在地面常规密度风洞中进行了平流层飞艇螺旋桨的缩比模型试验,并将试验结果与原型螺旋桨(在 20 km 处的空气参数)的数值模拟和片条理论计算结果^[14]进行了对比分析.

1) 风洞设备与螺旋桨缩比模型

本文试验采用自行研制的平流层飞艇低 Re 吹气试验台,如图 2 所示. 试验段截面直径 1.0 m, 试验段开口速度 3~30 m/s, 湍流度 1%, 试验用的螺旋桨安装在试验机构的天平上,天平与伺服电机轴联接,天平信号通过导电滑环传输到地面计算机上,如图 3 所示. 试验的螺旋桨为某型飞艇



图2 平流层飞艇螺旋桨地面试验风洞

Fig. 2 Wind tunnel for the propeller of stratosphere airship

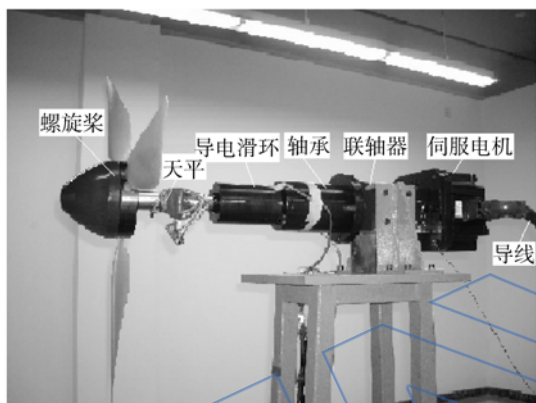


图3 平流层飞艇螺旋桨地面风洞试验设备

Fig. 3 Wind tunnel experimental equipments for the propeller of stratosphere airship

螺旋桨, 直径 $D=6.5\text{ m}$, 在 20 km 处, 螺旋桨设计转速 $n_s=300\text{ r/min}$, 设计风速 $V_0=20\text{ m/s}$, 螺旋桨功率 $P=12.9\text{ kW}$, 拉力 $T=490\text{ N}$. 设模型螺旋桨直径 D_m , 按照 $\frac{\pi D_m^2}{4} A = 0.2 \sim 0.3$ 的原则确定, 其中 A 为风洞试验段截面积. 设计取模型试验的螺旋桨直径 $D_m=0.85\text{ m}$, 长度比尺 7.65 . 按照等 Re 和等前进比准则设计模型, 螺旋桨主要参数的原型与模型换算关系如表1所示.

2) 试验结果与分析

对于不同风速和不同转速下, 螺旋桨的气动力由天平测出, 并按照定义, 计算出螺旋桨前进比、拉力系数、功率系数和效率等, 分别由表2~表7给出. 为了便于比较, 本文将地面风洞试验的螺旋桨拉力系数、功率系数和效率与平流层低密度条件下原型桨的数值模拟和片条理论计算结果^[14]分别表示于图4~图6中. 分析图中曲线表

表1 某型平流层飞艇螺旋桨原型与模型有关变量值对比

Table 1 Some variable values compare between prototype model and test model of the propeller

名称	20 km 处风洞试验		长度比尺
	原型值	模型值	
空气密度/(kg/m^3)	0.08803	1.225	0.0719
空气运动黏度/ $10^{-5}(\text{m}^2/\text{s})$	16.1	1.46	11.03
螺旋桨直径 D/mm	6500	850	7.65
螺旋桨转速 $n/(\text{r}/\text{min})$	300	1592	0.1885
设计风速 $V_0/(\text{m}/\text{s})$	20.0	13.9	1.442
螺旋桨功率 P/kW	12.9	1.03	12.61
螺旋桨拉力 T/N	490	56	8.7474

表2 $V_0=0\text{ m/s}$ 下不同转速螺旋桨气动特性无量纲参数地面风洞试验结果

Table 2 Results of ground wind tunnel experiment at different rotating speeds when $V_0=0\text{ m/s}$

转速 $n/(\text{r}/\text{min})$	前进比 λ	拉力系数 C_T	功率系数 C_P	螺旋桨效率 $\eta/\%$
500	0	0.1236	0.07234	0
600	0	0.1271	0.07407	0
700	0	0.13067	0.0761	0
800	0	0.13482	0.07812	0
900	0	0.13598	0.07943	0
1000	0	0.13918	0.08016	0
1100	0	0.14041	0.08119	0
1200	0	0.14189	0.08108	0
1300	0	0.14253	0.08221	0
1400	0	0.14056	0.08407	0
1500	0	0.14198	0.08738	0
1600	0	0.14118	0.09112	0
1700	0	0.14034	0.10642	0
备注	$\theta_{0.7R}=20.5^\circ$ (设计安装角)			

明, 当螺旋桨的前进比大于设计前进比时(在飞行速度 20 m/s 下, 螺旋桨转速 300 r/min , 前进比 $\lambda = \frac{V_0}{n_s D} = \frac{20}{5 \times 6.5} = 0.615$), 螺旋桨滑流区侧向收缩小, 属于轻载荷桨, 试验结果与计算结果吻合良好, 说明密度比不影响螺旋桨的无量纲性能

表 3 $V_0=5\text{ m/s}$ 下不同转速螺旋桨气动特性无量纲参数地面风洞试验结果

Table 3 Results of ground wind tunnel experiment at different rotating speeds when $V_0=5\text{ m/s}$				
转速 $n/$ (r/min)	前进比 λ	拉力系数 C_T	功率系数 C_P	螺旋桨效率 $\eta/\%$
450	0.78431	0.05622	0.06285	70.15737
550	0.64171	0.08666	0.08000	69.51324
650	0.54299	0.10207	0.08556	64.77675
750	0.47059	0.11058	0.08706	59.77239
850	0.41522	0.11544	0.08659	55.35627
950	0.37152	0.11827	0.08573	51.25355
1050	0.33613	0.12196	0.08541	47.99721
1150	0.30691	0.12717	0.08299	47.02945
1250	0.28235	0.13293	0.08253	45.47775
1350	0.26144	0.13659	0.08507	41.9773
1450	0.24341	0.13839	0.0857	39.30631
1550	0.2277	0.14191	0.08915	36.24555
1650	0.2139	0.14061	0.09397	32.00647
1750	0.20168	0.13972	0.10289	27.38724
备注 $\theta_{0.7R}=20.5^\circ$ (设计安装角)				

表 4 $V_0=8\text{ m/s}$ 下不同转速螺旋桨气动特性无量纲参数地面风洞试验结果

Table 4 Results of ground wind tunnel experiment at different rotating speeds when $V_0=8\text{ m/s}$				
转速 $n/$ (r/min)	前进比 λ	拉力系数 C_T	功率系数 C_P	螺旋桨效率 $\eta/\%$
600	0.94118	0.02034	0.04812	39.78304
700	0.80672	0.05155	0.06571	63.2878
800	0.70588	0.07613	0.07838	68.56168
900	0.62745	0.09411	0.0859	68.74193
1000	0.56471	0.10504	0.08933	66.40226
1100	0.51337	0.11165	0.09046	63.36255
1200	0.47059	0.11687	0.0916	60.04132
1300	0.43439	0.1212	0.08985	58.59551
1400	0.40336	0.12352	0.09174	54.30895
1500	0.37647	0.12962	0.09654	50.54697
1600	0.35294	0.13253	0.10053	46.52854
1700	0.33218	0.13292	0.11372	38.82639
备注 $\theta_{0.7R}=20.5^\circ$ (设计安装角)				

表 5 $V_0=10\text{ m/s}$ 下不同转速螺旋桨气动特性无量纲参数地面风洞试验结果

Table 5 Results of ground wind tunnel experiment at different rotating speeds when $V_0=10\text{ m/s}$				
转速 $n/$ (r/min)	前进比 λ	拉力系数 C_T	功率系数 C_P	螺旋桨效率 $\eta/\%$
750	0.94118	0.02236	0.04844	43.44506
850	0.83045	0.04788	0.06376	62.3619
950	0.74303	0.06761	0.07404	67.85016
1050	0.67227	0.08532	0.08224	69.74474
1150	0.61381	0.09898	0.08564	70.94222
1250	0.56471	0.10664	0.0897	67.13565
1350	0.52288	0.11288	0.09303	63.4448
1450	0.48682	0.11808	0.09639	59.63659
1550	0.45541	0.12248	0.09858	56.58208
1650	0.42781	0.12448	0.10198	52.21984
1750	0.40336	0.12768	0.10426	49.39671
备注 $\theta_{0.7R}=20.5^\circ$ (设计安装角)				

表 6 $V_0=12\text{ m/s}$ 下不同转速螺旋桨气动特性无量纲参数地面风洞试验结果

Table 6 Results of ground wind tunnel experiment at different rotating speeds when $V_0=12\text{ m/s}$				
转速 $n/$ (r/min)	前进比 λ	拉力系数 C_T	功率系数 C_P	螺旋桨效率 $\eta/\%$
900	0.94118	0.0258	0.04786	50.73641
1000	0.84706	0.0488	0.06054	68.2797
1100	0.77005	0.06663	0.06854	74.85911
1200	0.70588	0.08134	0.0753	76.25004
1300	0.65158	0.09361	0.07802	78.17791
1400	0.60504	0.10091	0.08437	72.36528
1500	0.56471	0.10958	0.09083	68.12829
1600	0.52941	0.11428	0.09923	60.97045
1700	0.49827	0.11714	0.1039	56.17647
备注 $\theta_{0.7R}=20.5^\circ$ (设计安装角)				

曲线;当螺旋桨的前进比小于 0.3 时,受螺旋桨滑流区侧向收缩的影响,试验结果略低于计算结果,如果对计算结果进行螺旋桨滑流区侧向收缩修正,则修正后的结果与试验结果也是可以吻合的,这也说明密度比不影响螺旋桨的无量纲性能

表7 $V_0=15\text{ m/s}$ 下不同转速螺旋桨气动特性
无量纲参数地面风洞试验结果

Table 7 Results of ground wind tunnel experiment at
different rotating speeds when $V_0=15\text{ m/s}$

转速 $n/$ (r/min)	前进比 λ	拉力系数 C_T	功率系数 C_P	螺旋桨效率 $\eta/\%$
1050	1.0084	0.01646	0.04397	37.74907
1150	0.92072	0.03655	0.05559	60.53664
1250	0.84706	0.05394	0.0643	71.05819
1350	0.78431	0.06681	0.07356	71.23403
1450	0.73022	0.07977	0.08343	69.81859
1550	0.68311	0.08995	0.08938	68.74664
1650	0.64171	0.09915	0.09486	67.0731
1750	0.60504	0.10551	0.09628	66.30429
1050	1.0084	0.01646	0.04397	37.74907
备注		$\theta_{0.7R}=20.5^\circ$ (设计安装角)		

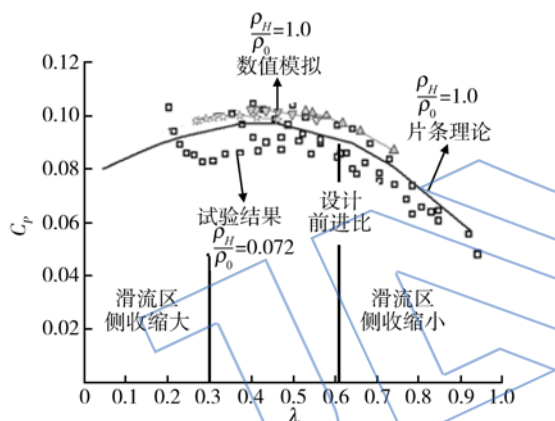


图4 螺旋桨功率系数的地面风洞试验、数值模拟
和片条理论计算结果比较

Fig. 4 Power coefficient comparison of the designed
propeller among the wind tunnel test, numerical
simulation and standard strip analysis

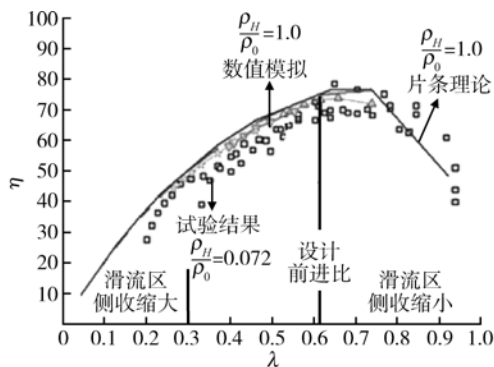


图5 螺旋桨效率地面风洞试验、数值模拟
和片条理论计算结果比较

Fig. 5 Efficiency comparison of the designed propeller
among the wind tunnel test, numerical simulation
and standard strip analysis

曲线。显然,在螺旋桨前进比小于0.3时的情况,属于螺旋桨滑流区侧向收缩大的区域,片条理论计算的无量纲气动性能曲线必须进行侧收缩修正。

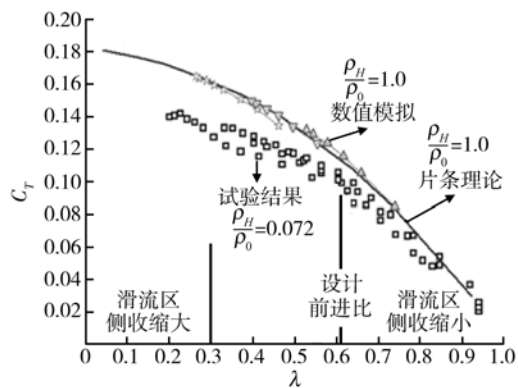


图6 螺旋桨拉力系数的地面风洞试验、数值模拟
和片条理论计算结果比较

Fig. 6 Thrust coefficient comparison of the designed
propeller among the wind tunnel test, numerical
simulation and standard strip analysis

3 结论

本文根据相似性理论,结合平流层低密度和飞艇低速飞行的特点,提出采用等 Re 数和等前进比相似准则进行地面风洞缩比模型试验,并建立了螺旋桨拉力系数、功率系数和效率等参数的相似公式。然后,针对设计高度 $H=20\text{ km}$ 和螺旋桨直径 $D=6.5\text{ m}$ 的定矩变速螺旋桨进行了地面风洞缩比模型试验,模型螺旋桨的直径 $D_m=0.85\text{ m}$,长度比尺 7.65。风洞试验给出了不同风速和转速下模型螺旋桨的拉力系数、功率系数和效率,并将试验结果与平流层环境下原型螺旋桨的数值模拟和片条理论计算结果进行了比较,三者基本吻合,从而说明密度比 $\frac{\rho_H}{\rho_0}$ 基本不影响螺旋桨相似性参数,由此得到平流层飞艇螺旋桨可在地面常规密度风洞中按照等 Re 和等前进比相似准则进行缩比模型试验,而不需要建立特制的低密度大气环境风洞。

参考文献:

- [1] Jamison L, Sommer G S, Porche III I R. High-altitude airships for the future force army[R]. The RAND Corporation, TR-234-A, 2005.
- [2] De Madariaga G. The future stratospheric airships[J]. Chinese Newlore Magazine, 2006(12):98-102.
- [3] Young M, Keith S, Pancotti A. An overview of advanced

- concepts for near-space systems[R]. AIAA-2009-4805, 2009.
- [4] Greer D, Hamory P, Krakei E, et al. Design and predictions for a high-altitude (low-Reynolds-number) aerodynamic flight experiment[R]. AIAA-99-3183, 1999.
- [5] Brooke L. High altitude LTA platforms: capabilities and possibilities[R]. AIAA-2005-7319, 2005.
- [6] Rizk M H, Jou W H. Propeller design by optimization[J]. AIAA Journal, 1986, 24(9): 1554-1556.
- [7] Reaves G, Striz A. A study in propeller aircraft performance optimization[R]. AIAA-2000-0839, 2000.
- [8] Rüger U, Blank F, Kriplin B. Acquisition of flight data such as drag and propeller thrust by a remote controlled solar airship[R]. AIAA-99-3908, 1999.
- [9] Elsaadawy E A, Britcher C P. Physical model of a propeller slipstream interacting with a boundary layer at low Reynolds number[R]. AIAA-2004-6590, 2004.
- [10] Colozza A. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship[R]. NASA/CR-2003-212724, 2003.
- [11] Colozza A. High altitude propeller design and analysis overview[R]. ASA/CR-1998-208520, 1998.
- [12] 张维智, 贺德馨, 张兆顺. 低雷诺数高升力翼型的设计和实验研究[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 363-367.
ZHANG Weizhi, HE Dexin, ZHANG Zhaoshun. The design and experimental research of the low-Reynolds-number and high-lift airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(3): 363-367. (in Chinese)
- [13] 刘沛清. 空气螺旋桨理论与应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [14] 马蓉. 平流层低动态飞行器高效螺旋桨设计技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
MA Rong. Design technology study on the high-efficiency propeller of the low dynamic vehicles in stratosphere[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)