

一种高效率螺旋桨设计方法

项松¹, 王吉¹, 张利国¹, 佟胜喜², 吴江¹, 刘远强¹

(1. 沈阳航空航天大学 辽宁省通用航空重点实验室, 沈阳 110136;

2. 中国航空工业 空气动力研究院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 提出了一种高效率螺旋桨设计方法, 该方法根据给定的飞行速度、螺旋桨转速、拉力、螺旋桨直径、桨叶数、翼型, 能够计算出最大效率螺旋桨的几何特性, 包括: 桨叶的弦长分布、桨距角分布、效率、拉力系数、扭矩系数、功率系数。分别按爬升状态和巡航状态的工作参数设计了某型飞机的螺旋桨, 得到了桨距角和弦长沿径向的分布。对螺旋桨的缩比模型(直径为 0.84 m)进行了风洞试验, 风洞试验结果表明: 螺旋桨在巡航状态的效率是 83.02%, 爬升状态的效率是 79.13%。

关 键 词: 新能源; 通用飞机; 高效率; 螺旋桨; 设计方法

中图分类号: V211.44

文献标志码: A

A design method for high efficiency propeller

XIANG Song¹, WANG Ji¹, ZHANG Li-guo¹, TONG Sheng-xi²,

WU Jiang¹, LIU Yuan-qiang¹

(1. Liaoning Key Laboratory of General Aviation,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Aerodynamics Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Harbin 150001, China)

Abstract: A design method for high efficiency propeller was presented. This method could calculate the geometric characteristics of maximum efficiency propeller, including the chord distribution, pitch-angle distribution, efficiency, thrust coefficients, torque coefficients and power coefficients based on the given flight velocity, rotating speed of propeller, thrust, diameter, blade number and airfoil. The propeller of an aircraft was designed using the parameters under climbing and cruise conditions, respectively. The chord distribution and pitch-angle distribution were obtained. Wind tunnel test of scaled model of propeller (diameter 0.84 m) was carried out. The test results show that cruising efficiency of propeller is 83.02%, and climbing efficiency is 79.13%.

Key words: new energy; general aviation aircraft; high efficiency; propeller; design method

通用飞机特别是新能源飞机普遍采用螺旋桨产生拉力(推力), 为了提高飞机的航时, 必须设计出高效率的螺旋桨。

螺旋桨在设计的过程中, 参数设计主要通过: 几何特性、运动特性、空气动力特性 3 个方面综合

确定。其中几何特性用于设计螺旋桨的尺寸和形状, 如螺旋桨的直径、桨叶数、桨叶的剖面或叶素、桨叶宽度与桨叶平面形状、桨叶厚度分布, 螺距与安装角等; 运动特性用于确定螺旋桨的前进和旋转运动的参数, 如螺旋桨的转速、滑程, 桨叶叶素

收稿日期: 2014-03-20

基金项目: 辽宁省科学技术厅工业攻关及成果产业化项目(2012220013)

作者简介: 项松(1978—), 男, 辽宁灯塔人, 高级工程师, 硕士, 主要从事高效率螺旋桨设计研究。

速度多边形等参数;空气动力特性用于确定螺旋桨的拉力、功率和效率,具体为叶素的力多边形,叶素效率,整个螺旋桨的效率,以及螺旋桨的工作状态和气动特性。

很多学者在高效率螺旋桨设计与性能计算方面开展了大量的研究.螺旋桨设计方面:Goldstein^[1]提出了螺旋桨的涡流理论,奠定了螺旋桨设计的理论基础.Black等^[2]提出了带冠螺旋桨的设计思想,并且进行了带冠螺旋桨的性能试验.Larrabee^[3]提出了最小诱导损失螺旋桨的设计方法.Eppler等^[4]提出了螺旋桨设计的逆方法.Romeo等^[5-8]提出了燃料电池为动力的环境友好城际飞机(ENFICA-FC)项目,该项目受到欧盟委员会资助.该项目的燃料电池系统由英国 Intelligent Energy 公司研制,稀土永磁电机及其控制器由意大利 Phase Motion 公司生产,螺旋桨经过优化设计后效率可达 90% 左右,飞行时其巡航效率为 85%. ENFICA-FC 项目中的螺旋桨是采用 Angelo 等^[9]的方法设计,Angelo 等^[9]提出了两种数值方法:第 1 种方法是在给定的工况下设计最大效率螺旋桨的弦长和桨距角;第 2 种方法是给定螺旋桨几何参数的情况下计算出螺旋桨的拉力系数、扭矩系数、功率系数和效率.Regier, Magliozzi, Barry^[10-12]在低噪声螺旋桨设计方面也开展了大量的工作.Burger 等^[13]设计了一种恒扭矩螺旋桨,并且对其进行了试验和优化.螺旋桨性能与实验方面:Biermann 等^[14]研究了 6 个全尺寸螺旋桨的气动性能.Simonetti 等^[15]提出了飞行时螺旋桨性能预测的变分方法.Brandt 等^[16]对低雷诺数螺旋桨的性能进行了风洞测试,试验结果表明:螺旋桨效率最大时达到 65%,Heinzen^[17]提出了被动可调桨距螺旋桨的性能计算方法,并且进行了风洞试验.Timmons, Dumont, Busch 等^[18-20]研究了结冰对螺旋桨性能的影响。

Angelo 等^[9]是用迭代方法对弦长进行优化,用这种方法得到的弦长有时会很大(不符合工程实际),因此,本文对 Angelo 等^[9]的方法进行了改进,利用该方法设计了某型飞机的螺旋桨,得到了桨距角和弦长沿径向的分布.将螺旋桨的缩比模型在风洞中进行了效率试验,将风洞试验结果与计算结果进行了对比分析。

1 高效率螺旋桨设计理论

在给定的拉力 T , 飞行速度 V , 螺旋桨旋转角速度 Ω 和高度 H 下, 最高效率螺旋桨的能量损失

是最小的. 如果沿着桨叶径向的所有翼型都在最大效率(最大升阻比)攻角工作, 那么螺旋桨的效率是最高的. 位置 r 处的桨叶单元如图 1 所示.

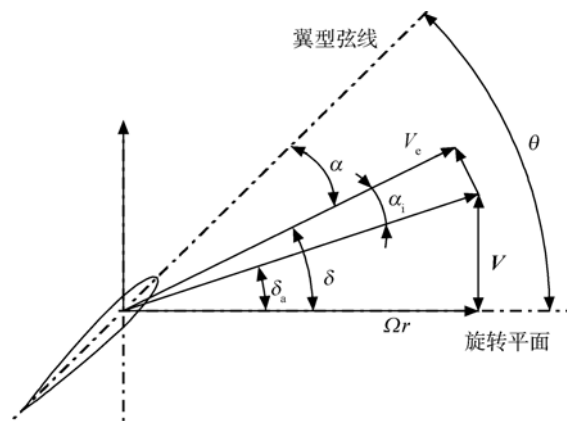


图1 位置 r 处的桨叶单元

Fig. 1 Blade element at position r

高效率螺旋桨的设计过程如下^[9].

1) 确定桨叶数 n , 螺旋桨半径 R , 桨毂半径 R_h , 将桨叶划分成 n_b 个段 ($n_b + 1$ 个截面), 确定沿着桨叶径向各个截面的翼型分布.

2) 计算拉格朗日乘数 K , 积分方程如下:

$$\frac{T}{\rho 4\pi V^2} = \int_{R_h}^R (K_1 + K_1^2) k_p r dr \quad (1)$$

式中 ρ 为空气密度, k_p 是纠正因子.

$$k_p = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-\frac{\pi}{2}(1-\frac{r}{R})} \sqrt{1+(\frac{R}{r})^2}) \quad (2)$$

$$K_1 = \frac{K}{1 + \left[\frac{V}{\Omega r}\right]^2 (1 + K)^2} \quad (3)$$

3) 计算第 i 个截面的弦长 l_i 和桨距角 θ .

图 1 中的角 δ 按式(4)计算

$$\delta = \arctan\left[\frac{\lambda}{\xi_i} (1 + K)\right] \quad (4)$$

式中 $\lambda = \frac{V}{\Omega R}$ 为前进比; $\xi_i = \frac{r_i}{R}$ 为第 i 个截面的无量纲坐标.

诱导攻角 α_i 按式(5)进行计算

$$\alpha_i = \arctan\left[\frac{K \sin \delta \cos \delta}{1 + K \cos^2 \delta}\right] \quad (5)$$

无量纲的实际速度 $\hat{V}_e$ 按式(6)进行计算

$$\hat{V}_e = \sqrt{1 + \left[\frac{\xi_i}{\lambda}\right]^2} \cos \alpha_i \quad (6)$$

无量纲弦长 $b = l/R$, b 的取值范围为 0.01 ~ 0.21, 步长为 0.01, 首先令 $b = 0.01$.

局部雷诺数和局部马赫数按式(7)计算

$$Re_{\xi} = \hat{V}_e b \cdot Re; \quad Ma_{\xi} = \hat{V}_e \cdot Ma \quad (7)$$

式中 Re 为自由流雷诺数, $Re = \rho VR / \mu$, $\mu = 1.76 \times 10^{-5}$; Ma 为自由流马赫数, $Ma = V / c$, c 为声速.

第 i 个截面翼型的最大攻角 $\alpha_{\max}$ 是最大升阻比时所对应的攻角.

$$\alpha_{\max} = f(Re_{\xi}, Ma_{\xi}) \quad (8)$$

本文利用 Xfoil 6.96 软件计算了攻角范围为 $1^{\circ} \sim 10^{\circ}$, 步长为 0.5° 的各个攻角下的升阻比. 最大升阻比对应的最大攻角为 $\alpha_{\max}$, 对应的最大升力系数为 $C_{l, \max}$, 对应的最大阻力系数为 $C_{d, \max}$.

计算无量纲弦长按式(9)计算.

$$B = \frac{8\pi}{n} \cdot \frac{\xi_i k_p \tan \alpha_i \sin \delta}{C_{l, \max} - C_{d, \max} \tan \delta} \quad (9)$$

本文经过对 Angelo 等^[9]的方法进行了改进, 逐步令 $b = 0.02, 0.03, 0.04, \dots, 0.21$, 重复式(7)~式(9)计算出无量纲弦长 B , 计算差值 $|B - b|$, 最小的差值对应的 b 即为第 i 个截面的无量纲弦长, 则第 i 个截面的实际弦长 $l_i = bR$, 最小的差值对应的 $\alpha_{\max}$ 即为第 i 个截面的攻角, 对应的 $C_{l, \max}$ 为第 i 个截面的最大升力系数, 对应的 $C_{d, \max}$ 为第 i 个截面的最大阻力系数.

第 i 个截面的桨距角 θ 为

$$\theta = \delta + \alpha_{\max} \quad (10)$$

4) 重复式(4)~式(10), 计算出所有截面的弦长 l_i , 桨距角 θ , 最大攻角 $\alpha_{\max}$, 最大升力系数 $C_{l, \max}$, 最大阻力系数 $C_{d, \max}$.

5) 计算螺旋桨的效率.

$$\tau = \int_{\xi_{\min}}^1 \frac{n\lambda^2}{2} \hat{V}_e^2 (C_{l, \max} \cos \delta - C_{d, \max} \sin \delta) b d\xi \quad (11)$$

$$\chi = \int_{\xi_{\min}}^1 \frac{n\lambda^2}{2} \hat{V}_e^2 (C_{l, \max} \sin \delta + C_{d, \max} \cos \delta) b \xi d\xi \quad (12)$$

螺旋桨效率

$$\eta = \frac{\tau \lambda}{\chi} \quad (13)$$

2 某型飞机的螺旋桨设计

螺旋桨桨叶数 $n = 2$, 半径 $R = 0.7$ m, 桨毂半径 $R_h = 0.06$ m, 将桨叶划分成 20 个段(21 个截面), 采用 RAF 6 翼型, 如图 2 所示.

2.1 爬升状态

飞行速度 $V = 90$ km/h, 螺旋桨转速 $N =$



图2 RAF 6 翼型

Fig. 2 RAF 6 airfoil

2100 r/min, 角速度 $\Omega = 2100 \cdot \pi / 30$ rad/s, 需用拉力 $T = 370$ N.

利用式(1)计算出拉格朗日乘数 $K = 0.2104$. 利用第1节的步骤3)和步骤4)计算出弦长和桨距角, 按步骤5)计算出效率为 79.41%.

2.2 巡航状态

飞行速度 $V = 100$ km/h, 螺旋桨转速 $N = 1500$ r/min, 角速度 $\Omega = 1500 \cdot \pi / 30$ rad/s, 需用拉力 $T = 120$ N.

利用式(1)计算出拉格朗日乘数 $K = 0.0755$. 利用第1节的步骤3)和步骤4)计算出弦长和桨距角, 按步骤5)计算出效率为 89.67%.

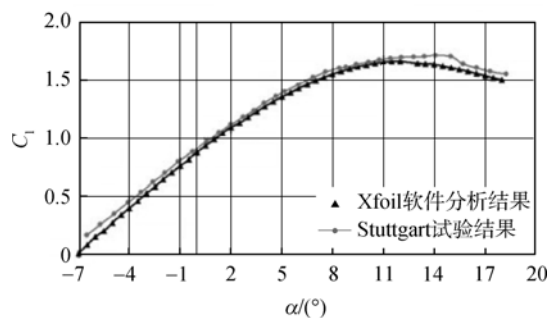
Romeo 等^[21]研究了 Xfoil 的计算精度问题, Hpf-118 翼型在 $Re = 5 \times 10^5$ 时的风洞试验数据与 Xfoil 计算结果的对比如图 3 所示, 图 3(a)是 $C_l - \alpha$ 曲线(升力系数-攻角), 图 3(b)是 $C_l - C_d$ 曲线(升力系数-阻力系数). 从图 3(a)~图 3(b)可以看出, Xfoil 的计算结果与风洞试验结果具有较好的一致性, 因此, Xfoil 在升阻比计算方面具有较高的精度.

按爬升状态和巡航状态设计的螺旋桨桨距角沿径向的分布如图 4 所示.

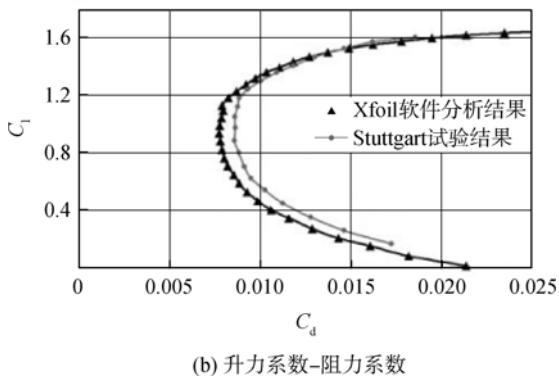
从图 4 可以看出, 从叶根到叶尖, 桨距角是逐渐减小的, 按巡航状态设计的螺旋桨桨距角比按爬升状态设计的桨距角大.

按爬升状态和巡航状态设计的螺旋桨弦长沿径向的分布如图 5 所示.

从图 5 可以看出, 从叶根到叶尖, 弦长先增大



(a) 升力系数-攻角



(b) 升力系数-阻力系数

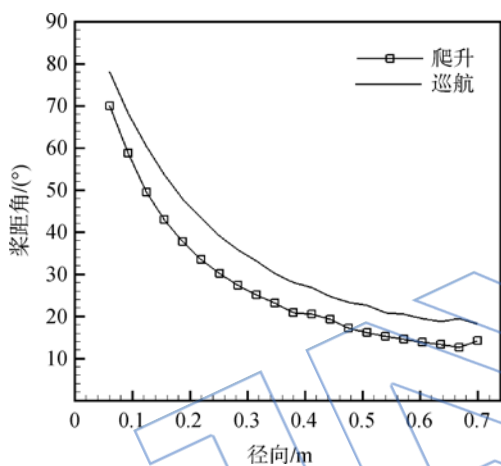
图 3 Hpf-118 试验结果和分析结果比较图^[21]Fig. 3 Comparison between experimental and analytical results of the Hpf-118 airfoil^[21]

图 4 桨距角分布

Fig. 4 Pitch angle distribution

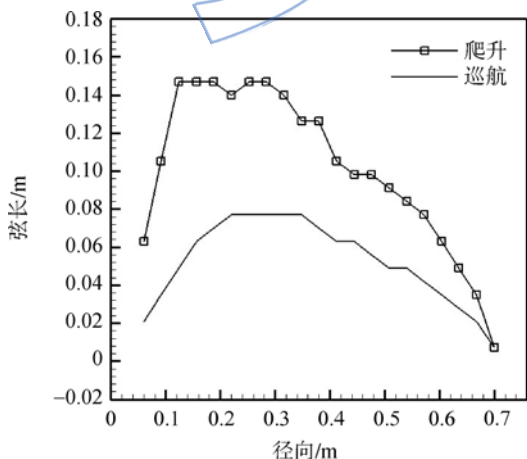


图 5 弦长分布

Fig. 5 Chord distribution

然后减小,按爬升状态设计的弦长比按巡航状态设计的弦长大.

为了保证螺旋桨在巡航时具有高的效率,在

爬升状态具有足够大的拉力.因此,按巡航状态设计螺旋桨的桨距角,按爬升状态设计螺旋桨的弦长.

按本文方法设计的某型飞机的螺旋桨如图 6 所示.

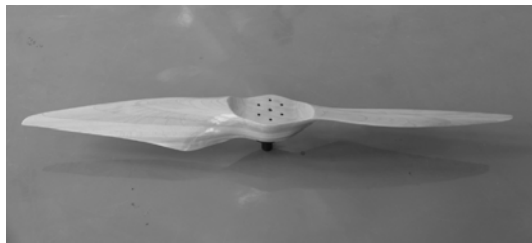


图 6 某型飞机的螺旋桨(直径为 1.4 m)

Fig. 6 Propeller of an aircraft (diameter of 1.4 m)

3 螺旋桨缩比模型的风洞试验

为了验证图 6 螺旋桨的性能,采用按照前进比相似准则进行缩比的模型进行风洞试验.

其中前进比 λ 是在空气动力学相似理论中表征气流的非定常性.

前进比相似准则是指:保持相似参数前进比不变,在对应点上对应瞬间所有表征现象的相应物理量保持各自固定的比例关系.

根据这一准则,对螺旋桨的缩比模型(直径为 0.84 m)进行了风洞实验,具有一定的准确性.螺旋桨缩比模型风洞试验见图 7 所示.

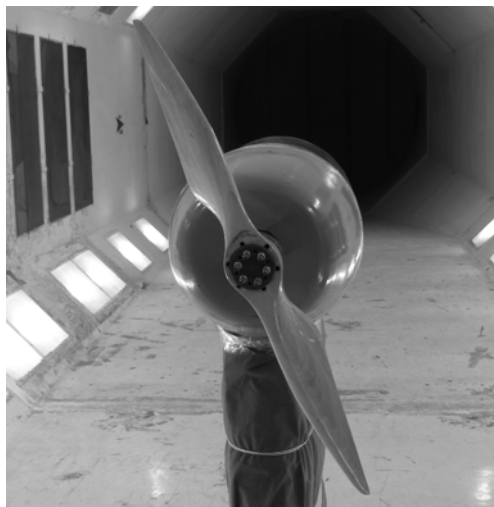


图 7 螺旋桨缩比模型(直径为 0.84 m)

Fig. 7 Scaled model of propeller (diameter 0.84 m)

风速为 100 km/h, 试验数据如表 1 所示. 按照前进比相似准则, 将缩比模型的风洞试验数据换算成直径为 1.4 m 螺旋桨的性能数据如表 2 所示.

表 1 缩比螺旋桨模型风洞试验数据

Table 1 Wind tunnel test data of scaled propeller model

$N/(r/min)$	$V/(m/s)$	$\eta/\%$
2500	28.33	83.02
3000	28.28	83.98
3200	28.29	82.62
3400	28.22	80.92
3600	28.16	79.13
3800	28.13	77.24
4000	28.13	75.46
4200	28.06	73.45

表 2 直径为 1.4 m 螺旋桨的性能数据

Table 2 Performance data of diameter 1.4 m propeller

$N/(r/min)$	$V/(m/s)$	$\eta/\%$
1500	28.33	83.02
1800	28.28	83.98
1920	28.29	82.62
2040	28.22	80.92
2160	28.16	79.13
2280	28.13	77.24
2400	28.13	75.46
2520	28.06	73.45

从表 2 可以看出, 螺旋桨巡航状态 ($V=28.33\text{ m/s}$, $N=1500\text{ r/min}$) 的效率为 83.02%, 而螺旋桨巡航状态设计效率为 89.67%, 设计效率比风洞试验效率高, 主要原因为: 实际的螺旋桨桨距角是按巡航状态设计的, 弦长是按爬升状态设计的.

4 结 论

本文提出了一种通用飞机高效率螺旋桨设计方法, 利用该方法设计了某型飞机的螺旋桨, 得到了最优的桨距角和弦长沿径向的分布. 将螺旋桨的缩比模型在风洞中进行了效率试验, 风洞试验结果与计算结果具有较好的一致性, 该方法在通用飞机高效率螺旋桨设计方面具有一定的应用

价值.

参考文献:

- [1] Goldstein. On the vortex theory of screw propellers[C]// Proceedings of the Royal Society. London: [s. n.], 1929: 440-465.
- [2] Black D M, Wainauski H S. Shrouded propellers: a comprehensive performance study[R]. Pennsylvania: AIAA 5th Annual Meeting and Technical Display Philadelphia, 1968.
- [3] Larrabee E E. Practical design of minimum induced loss propellers[R]. SAE Preprint 790585, 1979.
- [4] Eppler R, Hepperle M. A procedure for propeller design by inverse methods[C]// Proceedings of the International Conference on Inverse Design Concepts in Engineering Sciences (ICIDES). Austin TX: ICIDES, 1984: 445-460.
- [5] Romeo G, Borrello I F, Cestino E, et al. ENFICA-FC: environmental friendly inter-city aircraft and 2-seat aircraft powered by fuel cells electric propulsion[R]. Frankfurt, Germany: Airtech 2nd International Conference: Supply on Wing, 2005.
- [6] Romeo G, Moraglio I, Novarese C. ENFICA-FC: preliminary survey & design of 2-seat aircraft powered by fuel cells electric propulsion [R]. Belfast, Northern Ireland: 7th AIAA Aviation Technology Integration and Operation Conference (ATIO), 2007.
- [7] Romeo G, Borello F. ENFICA-FC: environmental friendly inter-city aircraft design and realization of 2-seater aircraft powered by fuel cells electric propulsion[R]. Milano, Italy: Associazione Italiana di Aeronautica et Astronautica, 2009.
- [8] Romeo G, Cestino E, Borello F, et al. Engineering method for air-cooling design of two-seat propeller-driven aircraft powered by fuel cells[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 24(1): 79-88.
- [9] Angelo S D, Berardi F, Minisci E. Aerodynamic performances of propellers with parametric considerations on the optimal design[J]. The Aeronautical Journal, 2002, 106 (1060): 313-320.
- [10] Regier A A, Hubbard H H. Factors affecting the design of quiet propeller[R]. NACA RM No. L4705, 1947.
- [11] Magliozzi B. V/STOL rotary propulsion systems noise prediction and reduction[R]. FAA-RD-76-49-1, 1976.
- [12] Barry F, Magliozzi B. Noise detectability prediction method for low tip speed propellers[R]. AFAPL-TR-71-37, 1971.
- [13] Burger C, Hartfield R. Design, testing and optimization of a constant torque propeller[R]. AIAA-2007-3927, 2007.
- [14] Biermann D, Hartman E P. The aerodynamic characteristics of six full-scale propellers having different airfoil sections[R]. NACA Report 650, 1939.
- [15] Simonetti F, Ardito Marretta R M. A numerical variational approach for rotor-propeller aerodynamics in axial flight [J]. Computer Modeling in Engineering and Sciences, 2000, 1(3): 81-90.

- [16] Brandt J B, Selig M S. Propeller performance data at low Reynolds numbers[R]. AIAA-2011-1255, 2011.
- [17] Heinzen S B. Passively varying pitch propeller for small UAS[R]. AIAA-2010-62, 2010.
- [18] Timmons L. Icing investigations and product development on MU-2B airplanes[R]. SAE 2003-01-2088, 2003.
- [19] Dumont C, Pellicano P, Smith T, et al. Results from a full-scale propeller icing test[R]. AIAA-2008-0432, 2008.
- [20] Busch G, Bragg M, Broeren A. Prediction of propeller performance in icing conditions using vortex theory [R]. AIAA-2009-4259, 2009.
- [21] Romeo G, Frulla G, et al. HELIPLAT: design, aerodynamic, structural analysis of long-endurance solar-powered stratospheric platform [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41 (6): 1505-1519.

JALSP