

电动飞机技术进展

赵长辉¹, 陈立玮¹, 卢黎波², 张勤满¹, 孙璐¹

1. 中航工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110850
2. 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089

摘要 电动飞机是一种环保、节能、高效的新型航空器。为支持电动飞机发展,需要系统总结和分析电动飞机的设计方法和设计技术。首先,简要介绍了电动飞机的发展概况和技术进展,通过统计数据展示各类电动飞机性能提高的情况并说明其性能不足的方面。重点归纳和分析各类电动飞机的总体设计方法,包括太阳能、蓄电池(锂电池)、燃料电池及常规动力飞机平台改装的电动飞机,以及设计工具和设计支持系统。最后分析电动飞机的设计技术,包括气动力和总体布局、电动动力系统、结构和材料等方面。

关键词 电动飞机; 电动动力系统; 飞机总体设计; 设计方法; 飞机设计技术

中图分类号 V272

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2012.12.010

Advances in Electric Aircraft Technology

ZHAO Changhui¹, CHEN Liwei¹, LU Libo², ZHANG Qinman¹, SUN Lu¹

1. Shenyang Aircraft Corporation, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110850, China
2. First Aircraft Design Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China

Abstract Electric aircraft is a new type of aircraft, with extraordinary advantages of environment friendly, high efficiency, energy saving etc., which may have important impact on the future development of aviation, and a good prospect. Design methodology and techniques of electric aircraft are outlined in this paper. A brief introduction of the electric aircraft development since the 1970's is given firstly, followed by an analysis of its performance through related data, and its shortcomings. Then the conceptual design methodology of different types of electric aircraft (solar powered, battery powered, fuel cell powered, retrofitted) is summarized and analyzed in detail, together with related design tools and support systems. Specific techniques of electric aircraft design, including the aerodynamic configuration and the general layout, the electric propulsion system, the structure and the materials, are discussed finally.

Keywords electric aircraft; electric propulsion system; aircraft conceptual design; design methodology; aircraft design technique

0 引言

电动飞机是指采用电动动力系统、以电能作为推进能源的飞机,其优点是高效节能、环境友好,能够实现零排放或极低排放;噪声和振动水平极低,乘坐舒适性好(对于军事用途而言隐蔽性好);结构简单,使用维护简单,经济性好等^[1-3]。电动飞机有推动航空界实现革命性发展的潜力,因此近年来成为世界航空界重点发展的机型之一。

电动飞机的优点主要得益于电动动力系统。电动动力系统的基本组成为电池、电机、螺旋桨、控制系统等。电池主要包括太阳能电池、蓄电池(目前主要是锂离子电池,包括液态锂离子

电池和锂-聚合物电池)、燃料电池(主要采用质子交换膜燃料电池(PEMFC))。电动动力系统按电池类型分为3类。除了这3种纯电动动力系统外,还有常规活塞动力+电动动力系统构成的混合动力系统^[4-6]。

电动飞机的类型可以按照配装的电动动力系统划分。纯电动飞机分为太阳能电动飞机(SCEA,以下简称太阳能飞机)、蓄电池电动飞机(BEA,主要是锂电池电动飞机(LEA))和燃料电池电动飞机(FCEA)。混合动力电动飞机(HEA)分为基于活塞动力和基于电动两类。

每类电动飞机又分为有人驾驶和无人驾驶两类。电动无

收稿日期: 2012-01-16;修回日期: 2012-03-14

作者简介: 赵长辉,高级工程师,研究方向为通用航空飞机总体设计和发展,电子信箱: zch-sac@163.com

科技导报 2012, 30(12)

人机正在成为重要的无人机门类,微型、小型和高空长航时无人机平台广泛采用电动力系统,两者的结合能够有效实现任务性能目标并获得超常的技术特性。目前有人电动飞机受电动力系统性能所限主要为能耗较低的 2 座及以下的低档简易型航空器,包括动力伞、动力三角翼、动力滑翔机、超轻型飞机、轻型运动飞机等,2 座以上的飞机和直升机需要采用混合动力系统。电动飞机的发展方式主要是利用常规活塞动力飞机改装和全新研制。未来实用化的有人电动通用航空飞机/直升机可广泛用于私人娱乐飞行、飞行培训和商务旅行等领域,将使通用航空实现质的飞跃。

电动飞机与电动汽车在技术上有一定的通用性,两者所面临的挑战和困难也类似,但电动飞机的难度更高,发展速度更慢。

电动飞机技术的真正发展从 1974 年 Boucher 研制成功第 1 架太阳能电动无人机——Sunrise I 开始。20 世纪 70 年代末—80 年代末, McCready、Rochelt 等分别在有人太阳能飞机研制方面取得突破^[7-8]。美国 NASA 系统进行了太阳能飞机设计方法和设计基础技术的研究, 发布了一些重要技术文献, 成为太阳能飞机和电力系统设计的重要参考。20 世纪 90 年代至今, 太阳能无人机技术不断发展; NASA/AirEnvirment Pathfinder 系列实现了昼夜连续飞行, 多次创造飞行高度纪录^[9-10]; 欧洲的 Solitair、Heliplat、Skysailor 等项目取得一定成果^[11], Zypher 创造长续航时间纪录; Solar Eagle 等超高航时太阳能无人机正在发展中。Eric Raymond、Rudolf Voit-Nitschmann 等使有人太阳能飞机的实用性有所提升。Solar Impulse 实现了有人驾驶太阳能飞机昼夜连续飞行技术的突破^[12-13]。

蓄電池(鋰電池)和燃料電池電動飛機快速發展。Antares 20E、Electro Taurus、E-430、E-Genius、FCD、DLR-H2、ENFICA-FC 等 40—50 個有人駕駛驗證機成功試飛^[14-17]。Hornet、Global Observer、Puma、Ion Tiger 等約 10 多個小型/微型燃料電池無人機研製成功^[18]。大量蓄電池(鋰電池)無人機已經投入使用。

在过去的 40 年中电动飞机和电力系统技术取得较大进展;大量技术验证机研制成功,性能逐步提高,某些机型接近实用;发展出专门的飞机总体设计方法,并且经过实践验证,日趋完善成熟;气动力和总体布局、电力系统、结构和材料等关键设计技术不断发展,成果显著。同时还应该看到,电动飞机还存在问题和不足,一些关键技术尚待突破。

1 电动飞机的性能

图 1 和图 2 分别给出了 20 世纪 70 年代中期以来主要太阳能飞机、有人锂电池、燃料电池电动飞机和混合动力飞机续航时间等性能发展变化情况,反映出各类电动飞机技术的进步和突破。另外,微型/小型蓄电池(锂电池)和燃料电池无人机的续航时间达到数十分钟至数小时,少数达到十几小

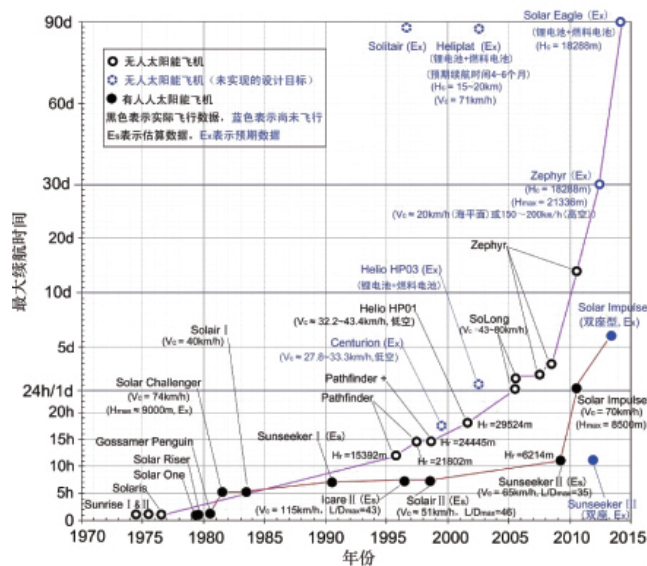


图 1 太阳能飞机续航时间提高情况

Fig. 1 Endurance of solar powered aircraft

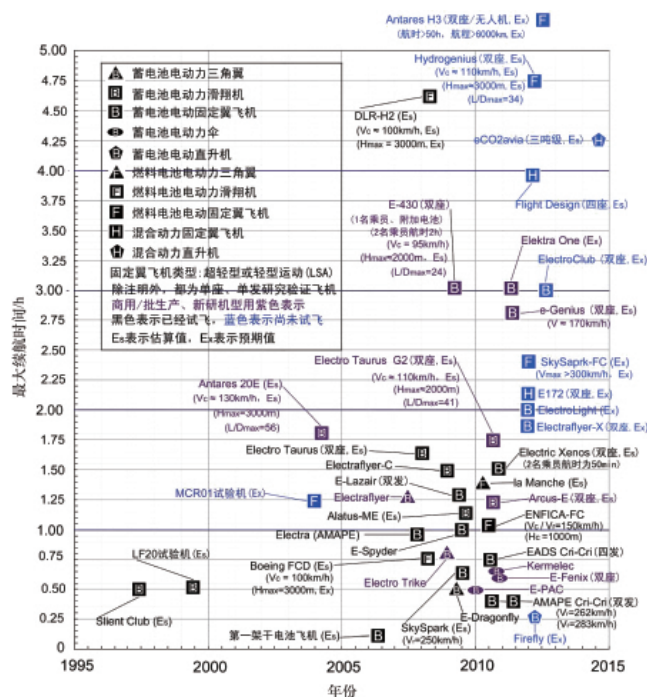


图2 有人电动飞机(太阳能飞机以外)续航时间提高情况
Fig. 2 Endurance of manned electric aircraft

时,表1给出了各类电动飞机性能的初步统计数据。表2给出了ENFICA-FC燃料电池飞机与活塞动力飞机的性能比较^[16]。

根据统计数据,电动飞机性能较低,实用性较差,主要性能指标只有常规活塞动力飞机的几分之一,甚至更低^[19-21]。主要原因是电动力系统重量过大,电动力系统和机体结构的重量系数达到 0.70—0.85,约为常规飞机的 2 倍。此外,电动飞机还存在成本/费用高,使用性能/环境适应性差,安全性、可靠性有待验证等问题。

表 1 各类电动飞机基本飞行数据初步统计*
Table 1 Statistics of different types of electric aircraft*

类型		巡航速度/(km·h ⁻¹)	最大起飞质量/kg	翼载/(kg·m ⁻²)	动力系统最大功率/ kW	最大功重比/(W· kg ⁻¹)
无人太阳能飞机	大型高空长航时	20—50(低空), 100—250(高空)	数百	3—6	10—20	20—40
	中小型/微型	10—100	数十千克—数克	1—10	数千瓦—数瓦	10—100
有人太阳能飞机	昼间,单座	40—70	150—300	5—10	4—10	10—30
	昼夜,单/双座 **	70	1600/2000	8	30—40	20
有人锂电池和燃料电池电动飞机		30—60 ¹ ;	≤200 ¹ ; 450/600/750/850 ^{2,3}	5—20 ¹ ; 15—60 ^{2,3}	10—20 ¹ ; 20—60 ^{2,3}	80—120 ¹ ; 60—120 ^{2,3}
		60—120 ² ;				
		90—150 ³				

注:*有限样本量(机型)的统计初级,仅供参考;**仅 Solar Impulse 1 款机型;¹单座电力三角翼、动力伞;²固定翼飞机,主要包括超轻型、轻型运动、甚轻型飞机和动力滑翔机等;³燃料电池固定翼飞机。

Notes: *Statistic data of a limited number of samples, for reference only; ** Only Solar Impulse; ¹ Single seat delta trike, paramotor; ² Fixed wing airplane, including ultralight airplane, light sport airplane, very light airplane, motorglider; ³ Fuel cell powered fixed wing airplane.

表 2 燃料电池和活塞动力 Rapid 200 飞机性能比较
Table 2 Performance comparison between FC and
piston powered Rapid 200

性能	Rapid 200FC	Rapid 200 ICE
动力装置	PEMFC +LiPo 电池组 (功率各为 20kW),46kW 电机,PEMFC 系 统 重 103kg,电机系统重 38kg	Rotax912 UL、 ULS 或 914 UL 活塞发动机,功 率 60—85kW, 重 59—64kg
最大燃料重量	1.2kg 高压氢气及罐体 51kg;LiPo 电池组 52kg	64L/46kg 或 90L/67kg 汽油
空重/kg	221	282
最大起飞重量/kg	554	475
商载/kg	75(仅 1 名飞行员)	147 或 126
巡航速度/(km·h ⁻¹)	100—150	180—240
最大飞行高度/m	1000—1500	4000—5000
起飞距离/m	500—600	185—200
最大续航时间/h	1.0—1.2	3.5—5.5
最大航程/km	100—120	760—1050

2 电动飞机的总体设计方法

电动飞机的总体设计与常规动力飞机类似,都是基于能量和力平衡关系式,采用反复迭代和逐次逼近的方法求解。电动飞机平台-电动力系统设计变量多,函数关系复杂,求解困难,因此总体设计方法较复杂,需要在常规方法基础上有所创新。本文给出几类电动飞机的常规总体设计方法。

2.1 太阳能飞机的总体设计方法

Youngblood 等^[22-23]的长航时太阳能飞机总体设计方法使用最为广泛,其机体质量估算采用 Stender 的方法^[24]。

Youngblood 方法还用于火星探测飞机设计^[25]。Bailey^[26]、Noth^[27]、Rizzo^[28]等分别在 Youngblood 方法基础上进一步细化和完善。

本文综合分析上述文献,总结了昼夜连续飞行太阳能飞机的总体设计方法,图 3 为原理框图。

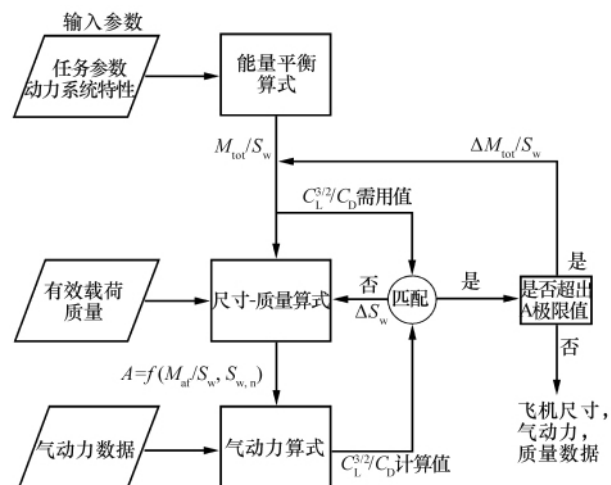


图 3 太阳能飞机的总体设计方法框图
Fig. 3 Conceptual design of solar
powered airplane

输入参数为各已知量,或者根据统计数据给出的近似值/估算值,包括基本任务参数、动力系统的各种系数、有效载荷质量和功耗、初始气动力数据等。

能量平衡算式如下。平飞需用功率(机械)为

$$P_{\text{icv}} = (2/\rho)^{1/2} (M_{\text{tot}} g / S_w)^{3/2} S_w (C_D / C_L^{3/2}) \quad (1)$$

总(电)功率为

$$P_{\text{td}} = P_{\text{icv}} / \eta_{\text{prop}} + (P_{\text{av}} + P_{\text{pki}}) / \eta_{\text{lec}} \quad (2)$$

$$\eta_{\text{prop}} = \eta_{\text{clt}} \eta_{\text{mst}} \eta_{\text{gth}} \eta_{\text{plr}} \quad (3)$$

每天的总能量(电能)为

$$E_{\text{tot}} = P_{\text{tot}} [T_{\text{day}} + T_{\text{night}} / (\eta_{\text{chg}} \eta_{\text{dchg}})] \quad (4)$$

太阳电池电力系统输出的总电能为

$$E_{\text{elec, tot}} = I_{\text{max}} (2/\pi) T_{\text{day}} A_{\text{sc}} \eta_{\text{thr}} \eta_{\text{sc}} \eta_{\text{chr}} \eta_{\text{mppt}} \quad (5)$$

$$E_{\text{bat}} = E_{\text{elec, tot}} \quad (6)$$

$$(M_{\text{tot}} g / S_w)^{3/2} = [I_{\text{max}} (2/\pi) T_{\text{day}} [T_{\text{day}} + T_{\text{night}} / (\eta_{\text{chg}} \eta_{\text{dchg}})] (A_{\text{sc}} / S_w) \cdot \eta_{\text{thr}} \eta_{\text{sc}} \eta_{\text{chr}} \eta_{\text{mppt}} - (P_{\text{av}} + P_{\text{pld}}) / \eta_{\text{bec}} \} (C_L^3 / C_D) \cdot \eta_{\text{prop}} (\rho/2)^{1/2} \quad (7)$$

其中, ρ 为空气密度; M_{tot} 为飞机总质量; g 为重力加速度; S_w 为机翼面积; C_D 和 C_L 分别为全机阻力和升力系数; P_{av} 为航电设备功率; P_{pld} 为有效载荷功率; I_{max} 为太阳辐射量最高值, W/m^2 ; T_{day} 为昼间飞行时间; T_{night} 为夜间飞行时间; A_{sc} 为太阳电池面积(约 90% 翼面积); η_{prop} 为电力系统效率; η_{ctrl} 为电机控制器效率; η_{mot} 为电机效率; η_{gb} 为减速器效率; η_{plr} 为螺旋桨效率; η_{bec} 为电压变化效率因子; η_{thr} 为天气状况(云雾)影响因子, 取值范围为 0—1; η_{chg} 和 η_{dchg} 分别为蓄电池放电效率; η_{sc} 为太阳电池效率; η_{chr} 为太阳电池安装表面(翼面)曲度影响因子, 取值约 0.9; η_{mppt} 为 MPPT(最大功率点跟踪器)效率。

尺寸-质量关系式如下

$$M_{\text{sc}} = A_{\text{sc}} (k_{\text{sc}} + k_{\text{enc}}) \quad (8)$$

$$M_{\text{mppt}} = k_{\text{mppt}} I_{\text{max}} \eta_{\text{sc}} \eta_{\text{chr}} \eta_{\text{mppt}} A_{\text{sc}} \quad (9)$$

$$M_{\text{bat}} = [T_{\text{night}} / (\eta_{\text{dchg}} \gamma_{\text{bat}})] P_{\text{tot}} \quad (10)$$

$$M_{\text{prop}} = k_{\text{prop}} P_{\text{tot}} \quad (11)$$

$$M_{\text{af}} = k_{\text{af1}} (n S_w b)^{k_{\text{af2}}} = k_{\text{af1}} (n A_R^{1.5} S_w^{2.5})^{k_{\text{af2}}} \quad (12)$$

$$A_R = f(M_{\text{af}} / S_w, S_w, n) \quad (13)$$

$$M_{\text{af}} / S_w = M_{\text{tot}} / S_w - (M_{\text{av}} + M_{\text{pld}} + M_{\text{prop}} + M_{\text{sc}} + M_{\text{mppt}} + M_{\text{bat}}) / S_w \quad (14)$$

其中, M_{sc} 、 M_{mppt} 、 M_{bat} 、 M_{prop} 、 M_{af} 分别为太阳电池、最大功率点跟踪器、蓄电池、推进系统和机体质量; k_{sc} 和 k_{enc} 分别为太阳电池和封装膜单位面积质量, kg/m^2 ; γ_{bat} 为蓄电池比能量, J/kg ; k_{prop} 为推进系统质量功率比, kg/W ; k_{af1} 、 k_{af2} 为机体质量表达式常量, 根据有关质量模型和同类飞机统计数据给出; n 为飞机的最大过载系数; A_R 为机翼展弦比。

气动计算式如下

$$C_D = C_{D0} + C_{D0a} + C_{D0p} + C_{D0b} + C_L^2 / (\pi \cdot A_R e) \quad (15)$$

其中, e 奥斯瓦尔德系数

$$e = 0.9 \quad A_R \leq 20$$

$$e = 1.2 - 0.15 A_R \quad A_R > 20$$

升力系数约束条件为

$$C_L \leq C_{L, \text{max}} \leq C_{L, \text{wind}} = 2g(M_{\text{tot}} / S_w) / (\rho V_{\text{wind}}^2) \quad (16)$$

其中, C_{D0} 、 C_{D0a} 、 C_{D0p} 、 C_{D0b} 分别为尾翼、吊舱、尾撑、机翼的零升阻力系数, 可以根据飞机初步气动设计得到计算值; V_{wind} 为最大(迎头)风速; $C_{L, \text{wind}}$ 为最大风速升力系数。

设计迭代过程如下。

(1) 根据飞机任务和已有的同类飞机数据进行初步气动设计, 给出初步的 C_L^3 / C_D 估算值。将所有已知量代入式(7), 得到初始翼载 M_{af} / S_w 。

(2) 根据式(14)计算得到 M_{af} / S_w 和选取 S_w 估算值, 根据式(12)和式(13)—— A_R 与 M_{af} / S_w 、 S_w 、 n 的函数关系, 计算得到 A_{R0} 。

(3) 根据式(15)计算得到 C_D 、 C_L 和 C_L^3 / C_D , 首先要使 C_L 符合式(16)的约束条件。

(4) 将 C_L^3 / C_D 的计算值与需用值比较, 如两者不匹配, 改变 S_w (给出 1 个修正量 ΔS_w), 重复计算过程(2), 直至 C_L^3 / C_D 计算值与需用值一致(数值差达到一定的容差范围)。

(5) 将计算得到 A_R 值与太阳能飞机 A_R 极限值比较, 如超出则改变 M_{af} / S_w (给出 1 个修正量 $\Delta M_{\text{af}} / S_w$), 重复整个计算过程。如计算得到的 A_R 在极限范围内, 得到飞机的尺寸、质量和气动力数据, 完成总体设计。

上述迭代计算过程需要操作者有一定的经验以及修正量取值技巧。

在太阳能飞机总体设计中, 重量估算方法非常重要, 需要在 Stender 方法的基础上不断改进。文献[29]的重量估算精细到零部件, 精度较高, 但计算量大, 数据统计难以获得, 总体设计阶段使用不便。

上述方法经过简化处理后适用于昼间飞行太阳能飞机: 给出平均太阳辐射量数值, 同时 $T_{\text{night}} = 0$, 得到简化的能量平衡表达式。

2.2 蓄电池(锂电池)电动飞机的总体设计方法

文献[30—33]介绍了蓄电池小型电动无人机的总体设计方法, 其中文献[30]的方法比较完整且经过设计验证, 具体设计过程如下。

质量关系式为

$$M_{\text{tot}} = M_{\text{af}} + M_{\text{prop}} + M_{\text{bat}} + M_{\text{pl}} \quad (17)$$

$$M_{\text{af}} = k_{\text{af}} M_{\text{tot}} \quad (18)$$

$$M_{\text{prop}} = P_{\text{max}} / \theta_{\text{mot}} = [(P / M_{\text{tot}})_{\text{max}} / \theta_{\text{mot}}] M_{\text{tot}} = k_{\text{prop}} M_{\text{bat}} \quad (19)$$

$$M_{\text{bat}} = P_{\text{aver}} t / \gamma_{\text{bat}} = M_{\text{tot}} g V t / (K \gamma_{\text{bat}} \eta_{\text{ctrl}} \eta_{\text{mot}} \eta_{\text{gb}} \eta_{\text{plr}}) = [(P / M_{\text{tot}})_{\text{cm}} / (\gamma_{\text{bat}} \eta_{\text{ctrl}} \eta_{\text{mot}})] M_{\text{tot}} = k_{\text{bat}} M_{\text{tot}} \quad (20)$$

$$M_{\text{pl}} = k_{\text{pl}} M_{\text{tot}} \quad (21)$$

$$M_{\text{af}} = M_{\text{pl}} / (1 - k_{\text{af}} - k_{\text{prop}} - k_{\text{bat}}) \quad (22)$$

其中, P_{max} 为电机最大输出功率; θ_{mot} 为电机比功率, W/kg ; P_{aver} 为飞行中电池提供的平均功率; γ_{bat} 为蓄电池比能量, J/kg ; V 为巡航速度; t 为飞行时间; K 为巡航升阻比; $(P / M_{\text{tot}})_{\text{cm}}$ 为飞机巡航功重比。 k_{af} 取值范围 0.25—0.35, 初步分析取值为 0.30; M_{pl} 已知。

飞机巡航飞行、爬升、等高度稳定盘旋状态下的功重比和翼载荷约束分析方程为

$$P / M_{\text{tot}} = (g / \eta_{\text{gb}} \eta_{\text{plr}}) \{ [(\rho/2) V^3 / (M_{\text{af}} / S_w)] \cdot [C_{D0} + n^2 (M_{\text{af}} / S)^2 / (\pi A_R e (\rho V/2)^2)] + V_y \} \quad (23)$$

手掷起飞对翼载的约束为

$$M_{\text{af}} / S_w \leq (\rho/2) V_{\text{af}}^2 C_{L, \text{max}} / 1.1 \quad (24)$$

其中, C_{D0} 为全机零升阻力系数; $\theta_{\text{mot, cm}}$ 为蓄电池巡航状态比功率。飞机巡航功重比和蓄电池巡航状态比功率关系和飞机

最大功重比和蓄电池的最大比功率的关系如下。

$$(P/M_{\text{tot}})_{\text{cru}} = k_{\text{bat}} \eta_{\text{cru}} \eta_{\text{mot}} \theta_{\text{mot, cru}} \quad (25)$$

$$(P/M_{\text{tot}})_{\text{max}} \leq k_{\text{bat}} \eta_{\text{cru}} \eta_{\text{mot}} \theta_{\text{mot, max}} \quad (26)$$

飞机已知参数条件(设计要求):电子设备质量 M_{pl} , 飞行时间 t , 巡航速度 V , 爬升率 V_y ; 统计估算值结构重量系数 $k_{\text{st}} = 0.3$ 。

总体参数确定过程:(1) 飞机草图;(2) 估算飞机极曲线;(3) 根据设计飞行时间 t , 通过电池实际比能量和平均比功率曲线确定巡航飞行实际比能量和平均比功率;(4) 根据式(6)选定飞机最大功重比、巡航功重比和翼载;(5) 根据步骤(3)和(4), 计算系数 k_{prop} 和 k_{bat} , 根据式(5)计算得到 M_{tot} ;(6) 根据关系式计算 M_{prop} 、 M_{bat} 及 P_{max} ;(7) 根据 M_{tot} 和翼载计算以面积 S_w 。根据任务设备安装尺寸按比例调整机体尺寸, 重复(1)~(7)过程, 反复迭代直至获得满足一定任务指标的初步方案。

采用此方法设计小型电动无人机, 实践证明其可行性。但此方法进行了大量简化, 工程设计精度较低, 还有待完善。

2.3 燃料电池电动飞机的总体设计方法

文献[15~17]介绍了几种有人燃料电池电动飞机的基本技术面貌, 文献[34~35]介绍了小型燃料电池无人机的设计过程, 但都没有论述总体设计方法。文献[36~43]介绍了小型燃料电池无人机及燃料电池电动系统的多目标分析/优化(MDO/MDA)方法, 但没有提供简洁明了的总体设计方法。MDO/MDA方法偏重理论, 适用范围有限, 还需要进一步完善, 目前还不能有效指导飞机设计实践。

国外文献尚未公开燃料电池电动飞机的总体设计方法, 这部分内容有待补充, 建议国内学者开展相关研究。

2.4 改装设计方法

改装设计选用现有的飞机平台改装, 使用电动动力系统代替燃油-活塞发动机动力系统。这种方法简单易行, 因此对于尚处于技术研究和验证阶段的电动飞机被广为采用。改装设计方法主要包括飞机平台选择、飞机-电动动力系统匹配设计和性能分析/计算。

飞机平台的选用标准是气动效率高、功耗低, 低功重比、大滑翔比的动力滑翔机比较合适^[49]。文献[45]给出了选用飞机平台的数值优选方法, 评价参数有展弦比、空重/最大起飞重量、翼载、失速速度、起飞距离、着陆距离、最小下沉速度、平飞需用功率、改装费用9项。首先选择 n 款候选飞机平台, 得到各款飞机的上述9项参数。然后, 对于每一款飞机按式(27)对这9项参数进行综合计算得到其总价值指数(merit index) I_{merit} , I_{merit} 最大的飞机选为改装平台

$$I_{\text{merit}} = \frac{\sum w_i \frac{(I_i - I_{i, \text{max/min}})^2}{(I_{i, \text{max}} - I_{i, \text{min}})^2}}{\sum w_i} \quad (27)$$

其中, I_i 为评价参数; $I_{i, \text{max}}$ 为 n 款飞机中该参数的最大值; $I_{i, \text{min}}$

为 n 款飞机中该参数的最小值; $I_{i, \text{max/min}}$ 为全部 n 款飞机该参数的平均值; w_i 为此项评价参数的权重系数; $i=1\sim 9$, 即第1~9项评价参数。

之后进行飞机-电动动力系统匹配设计。电动系统集成安装的约束条件为飞机承载空间和质量等。电动系统性能低(比能量低、质量/体积大、储能少), 不能等质量替换常规动力, 需要牺牲飞机平台的装载能力, 占用部分乘客/行李装载。在得到飞机最大可用装载质量后, 选配电动动力系统并给出初步特性参数, 之后用常规飞机设计方法进行性能计算和分析。

2.5 设计工具和设计支持系统

国外一些研究机构/企业在比较成熟的电动飞机总体设计方法的基础上, 开发了一些专用设计工具, 从比较简单的 Matlab 程序到比较复杂的大型软件。美国 AeroViroment 公司开发的 HALE MOD(高空长航时无人机多目标优化)软件可用于内燃机动力和电动飞机总体设计。该软件以相关机型的数据库为基础, 经过了实际验证。文献[46~47]介绍了使用该软件进行 HALE UAV 总体设计和方案评估与优选的情况。

飞机总体设计需要设计支持系统。电动飞机的质量-尺寸模型、气动力模型需要大量基础统计数据支持, 包括整机和电动系统及一些重要子系统的数据, 使模型更加准确、精细, 这样才能保证设计质量。

3 电动飞机的设计技术

3.1 气动力和总体布局技术

电动飞机的气动力设计要求比常规动力飞机苛刻, 要达到极低能耗和极高效率, C_D 很低, 而 C_L^2/C_D 很高。同时, 电动飞机巡航速度较低, 特征尺寸(弦长)小, 飞行雷诺数低(数量级为 $10^5\sim 10^6$, 对于微型/小型电动飞机数值更低); 因此气动力设计难度大。高空长航时(HALE)飞机飞行环境复杂(密度、温度、高空风等), 大翼展机翼的气动弹性问题难解决, 气动力设计难度更大。

电动飞机多采用与动力滑翔机相近的气动布局设计——超大展弦比梯形机翼和细长流线形低阻机身。机翼展弦比范围为 $15\sim 30$, 滑翔比为 $10\sim 40$ 。采用高性能、低速、低雷诺数翼型, 主要有 Lissaman 7769、Lissaman-Hibbs 8025 和 8030、Wortmann FX 63-137、FX-74-CL6-140、FX-74-CL5-140、FX-72-MS-150A/B、Liebeck LA2573A、Daedalus DAE21、SH118、HPF118、Selig S1223、S4022、S5010、Selig-Donovan 7032 等^[26-28, 48-49]。有些机型采用专门设计的翼型。尾翼一般选用低阻对称薄翼型, 如 NACA0008 系列、NACA64-012A 等。

气动力学家/飞机设计师充分利用飞机气动力设计技术领域过去所取得的重大成果, 不断发展完善电动飞机的气动力设计技术, 较好地满足了电动飞机的发展需求。

电动飞机由于采用电动动力系统, 总体布局上具有较大的灵活性: 电动系统各部件之间主要采用电气/电子连接, 动力单元可选择布置在后机身末端、垂尾顶部(前面或后面)或

分布于机翼上等位置^[14,17,28,50-51]。可充分进行布局优化和高效创新布局,设计出具有超常特性的飞机,未来创新布局如图4所示^[6,52]。电动系统在布局设计的不利之处包括太阳能飞机要提供尽可能大的太阳电池阵列安装面积,并且要使其具有良好的太阳光照条件等。设计上还采用各种节能降耗措施,包括利用螺旋桨制动功率,利用上升气流、翼尖涡流发电装置等。各类电动飞机总体布局也有所不同,见表3,各类电动



图4 未来电动飞机的创新布局(设想)
Fig. 4 Innovative layout of future electric aircraft

表3 各类电动飞机的布局特点
Table 3 Layout feature of different types of electric aircraft

类型	布局特点
太阳能无人机 (高空长航时,大型和小型)	基本布局有:常规(多为上单翼),双尾撑,飞翼/准飞翼,双翼/复合翼,联翼,多翼面等。大长细比小直径机身。大展弦比、大面积矩形翼展数十米。多发分布式推进系统(翼下、翼上、尾翼)。见图5
太阳能无人机 (微型/小型)	常规、飞翼等布局(单发较多),有些机型采用创新布局。机身动力舱,大尺寸翼面。见图6
有人太阳能飞机 (单/双座,昼间型和昼夜型)	常规布局(单发或多发),与动力滑翔机相似。大翼面,吊舱式主机身-驾驶舱,细长(单/双座,昼间型)后机身末端安装尾翼;动力舱安装在机身末端或垂尾顶部(昼间型)或翼下多个动力舱。见图6
微型/小型电动无人机 (锂电池和燃料电池)	常规、飞翼等布局(单发较多),有些机型采用创新布局。机身动力舱,翼面尺寸较大以容纳动力系统。中高空长航时燃料电池无人机可采用常规或双尾撑布局。见图7
有人电动飞机 (单/双座,锂电池和燃料电池)	近似动力滑翔机布局。动力系统位置:机身背部可收放,机头,垂尾顶部。某些燃料电池型飞机采用外挂燃料电池/储氢系统吊舱。储氢系统占用空间大。见图8
改装的有人电动飞机	动力滑翔机、超轻型/轻型飞机、动力三角翼、动力伞等平台改装,气动外形不变,内部布局变化:电动系统代替活塞动力系统。见图9

飞机的一些典型布局如图5—图9所示。

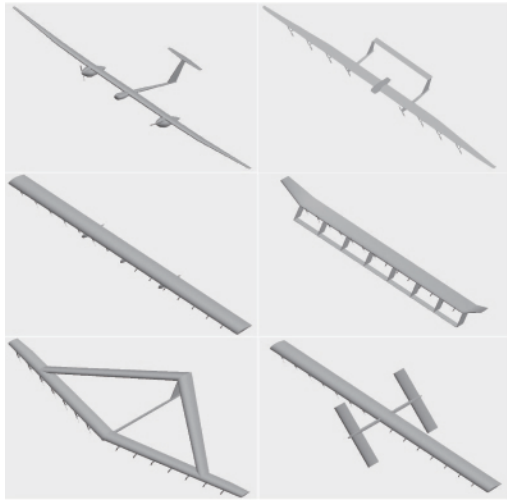


图5 高空长航时太阳能无人机的几种布局方案
Fig. 5 Layout of Solar Powered HALE UAV

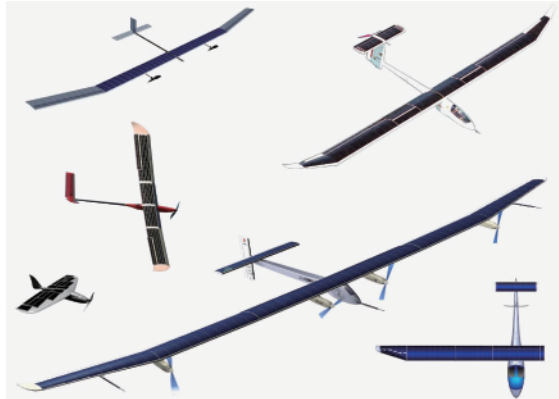


图6 微型/小型太阳能无人机和有人太阳能飞机布局
Fig. 6 Layout of solar powered mini/small UAV and manned aircraft

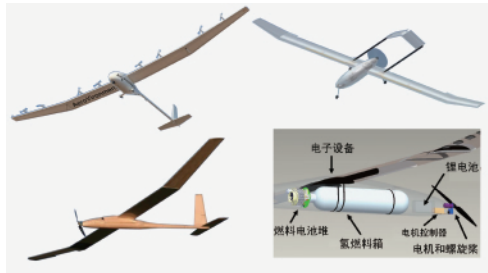


图7 燃料电池电动无人机布局
Fig. 7 Layout of Fuel Powered UAV

为了满足电动飞机更高性能的要求,气动力设计和总体布局技术有待进一步发展提高。

3.2 电动系统设计

假定电动飞机飞行过程中质量 M_{wt} 的变化量可以忽略不计,飞机爬升角 γ 很小,得到下列关系式。

飞机续航时间

$$t = (E_{ref}/M_{wt}^{3/2})(\rho S_w/2)^{1/2} g^{-3/2} (C_L^{3/2}/C_D) \quad (28)$$

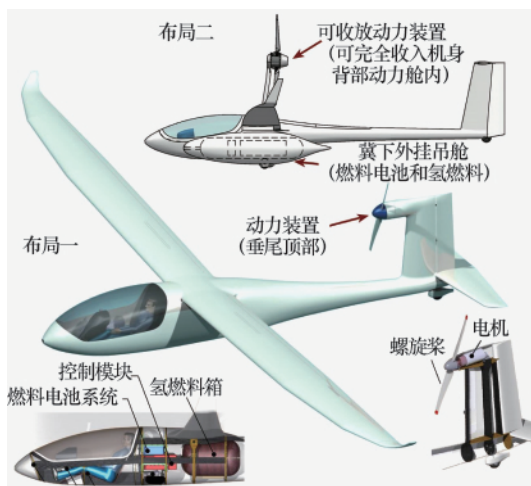


图 8 有人燃料电池电动飞机布局

Fig. 8 Layout of fuel cell powered manned aircraft



图 9 改装设计的电动飞机布局

Fig. 9 Layout of retrofitted electric aircraft

飞机平飞距离

$$S = E_{\text{req}} / D = (L/D) (E_{\text{req}}/L) = (E_{\text{req}}/M_{\text{tot}}) (C_L/C_D)/g \quad (29)$$

飞机爬升迹角

$$\gamma = (VL) (M_{\text{tot}}g) = (VT/M_{\text{tot}}) (C_L/C_D)/g \\ = (P_{\text{req}}/M_{\text{tot}}) (C_L/C_D)/g \quad (30)$$

飞行速度

$$V = P_{\text{req}}/T = P_{\text{req}}/D = (P_{\text{req}}/M_{\text{tot}}) (C_L/C_D)/g \quad (31)$$

对于蓄电池电力系统, 蓄电池存储的总电能

$$E_{\text{bat}} = \gamma_{\text{bat}} M_{\text{bat}} \quad (32)$$

蓄电池输出功率

$$P_{\text{bat}} = \theta_{\text{bat}} M_{\text{bat}} \quad (33)$$

蓄电池电力系统的能量输出

$$E_{\text{prop}} = E_{\text{bat}} \eta_{\text{dchg}} \eta_{\text{prop}} = \gamma_{\text{bat}} M_{\text{bat}} \eta_{\text{dchg}} \eta_{\text{prop}} \quad (34)$$

蓄电池电力系统的输出功率

$$P_{\text{prop}} = P_{\text{bat}} \eta_{\text{dchg}} \eta_{\text{prop}} = \theta_{\text{bat}} M_{\text{bat}} \eta_{\text{dchg}} \eta_{\text{prop}} \quad (35)$$

其中, E_{req} 为飞行需用能量, $E_{\text{req}} = E_{\text{prop}}$; P_{req} 为飞行需用功率, $P_{\text{req}} = P_{\text{prop}}$; D 为阻力; L 为升力; T 为螺旋桨拉力或推力。

根据式(28)—(31)可知, $E_{\text{req}}/M_{\text{tot}}$ 、 $E_{\text{req}}/M_{\text{tot}}^{3/2}$ 、 $P_{\text{req}}/M_{\text{tot}}$ 对飞机续航性能、飞行性能有重要影响, 由于受电力系统对应参数

$E_{\text{prop}}/M_{\text{prop}}$ 、 $E_{\text{prop}}/M_{\text{prop}}^{3/2}$ 、 $P_{\text{prop}}/M_{\text{prop}}$ 所限, 上述 3 个参数所能达到的数值较低, 因此飞机性能较低。

根据简化处理的式(32)—(37)可知, 电池的比能量和比功率、效率, 以及电动力系统各部件的效率直接影响电动力系统性能, 其中电池比能量和比功率的影响起决定作用。

太阳能电力系统和燃料电池电力系统等一般都包括蓄电池系统, 主要用于提供起飞/爬升辅助功率和作备用电源。

根据式(5), 太阳能电力系统的输出电能和功率取决于太阳电池面积、效率、电动力系统部件效率, 以及太阳辐射量和天气条件等。主要问题是太阳辐射量低, 太阳电池效率低, 安装面积/重量大, 费用高。

燃料电池电力系统的的问题是附件系统 (BOP, Balance Of Plant)、(氢)燃料存储系统使整个系统的性能大幅降低, 系统结构复杂。

目前各类电动力系统 $E_{\text{prop}}/M_{\text{prop}}$ 、 $E_{\text{prop}}/M_{\text{prop}}^{3/2}$ 、 $P_{\text{prop}}/M_{\text{prop}}$ 等技术指标都较低, 重量系数大, 与活塞发动机动力系统有较大差距。但在小功率 (约 1kW) 以下, 电动力系统有优势, 因此广泛用于各种微型/小型无人机。

电动力系统提高性能的方式主要是选配高性能子系统/部件, 发展高效能量管理和热控制技术, 完善系统建模、系统集成和优化设计方法。经过多年发展相关技术正在逐步成熟。文献[4]总结了各类电动力系统的基本布局设计。NASA 发布了一些燃料电池电力系统的技术文献^[53-58], 是相关设计工作的重要参考。文献[59]论述了 (燃料电池) 电力系统的优化设计方法。

3.3 结构和材料

电动飞机机体结构要比常规动力飞机更强、更轻、效率更高。电动飞机 (特别是高空长航时太阳能飞机) 本身的一些特性非常不利于结构设计, 如超大尺寸/大挠度机体、大展弦比/大面积机翼、电动力系统部件 (如太阳电池) 集成安装等。在设计上很难有效满足强度、刚度和气动弹性等基本要求的, 为解决这些技术难题开展了很多研究^[58-65]。

结构和材料技术是制约电动飞机发展的关键技术之一, 一些机型取得成功的重要保证是结构和材料技术上的突破创新和突破, 主要体现在: 新型高强度轻质材料, 如各种先进复合材料、高强度柔性薄膜; 实现更高效的全新的结构形式, 如薄壁盒形梁/管形梁、桁架结构、蜂窝/泡沫夹芯结构; 突破结构设计极限, 包括尺度 (如超长、超薄等)、形状和承载能力等方面突破。几款有跨时代意义的太阳能飞机能够充分反映上述这些方面^[7-9, 13, 26]。因此, 发展电动飞机有力推动了航空结构和材料技术的发展。

3.4 其他技术

电动飞机设计技术还包括高性能、高可靠航空电子设备/任务有效载荷, 机载系统, 地面系统等。还有一些综合性关键技术, 如仿真和试验技术、飞机-动力一体化设计技术、适航技术, 以及低成本技术等。

4 结论

电动飞机技术经过多年发展已经取得较大进展,电动飞机设计方法和设计技术日趋成熟,试验机研制和机型开发不断取得成果,某些机型接近实用。但同时,电动动力系统(电池、燃料存储系统)等关键技术尚未很好解决,导致电动飞机的性能水平较低,不能有效满足使用要求。

电动飞机技术已经有了相当的基础,制约其发展的关键技术问题正在解决过程中并取得积极进展,在不远的将来有望得到有效解决。

电动飞机顺应了环境友好、高效节能的发展大趋势,前景广阔。同时,电动飞机能够有力推动相关技术的发展,应该大力发展电动飞机。

参考文献 (References)

- [1] Electric aircraft [EB/OL]. [2012-01-01]. http://en.wikipedia.org/wiki/Electric_aircraft.
- [2] Moore M D. Electric propulsion enabled advanced air vehicles[EB/OL]. [2012-01-01]. http://cafefoundation.org/v2/pdf_eas/2008/mark.moore.eas2008.pdf.
- [3] Tadd I. Electric flight: Reality or dream?[J]. *Light Aviation*, 2010(6): 20-24.
- [4] 赵长辉, 卢黎波, 陈立玮, 等. 飞机的电动系统技术概述 [J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 449-458.
Zhao Changhui, Lu Libo, Chen Liwei, et al. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(4): 449-458.
- [5] Dudley M. Promising electric aircraft drive systems[EB/OL]. [2012-01-01]. http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100039182_2010041408.pdf.
- [6] Moore M D. Synergistic aviation electric propulsion[EB/OL]. [2012-01-01]. <http://event.arc.nasa.gov/Green-Aviation/home/pdf/SynergisticElectricPropulsionEAS09.pdf>.
- [7] Boucher R J. History of solar flight, 1984-1429 [R]. Washington D C: AIAA, 1984.
- [8] Noth A. History of solar flight [EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/History of Solar Flight v2.0-A.Noht2008.pdf>.
- [9] NASA Dryden Flight Research Center. Solar-power research and dryden [EB/OL]. [2012-01-01]. http://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/120308main_FS-054-DFRC.pdf.
- [10] Colella N J, Gordon S. Wenneker. pathfinder and the development of solar rechargeable aircraft[J]. *E&TR*, 1994, 7: 1-9.
- [11] Romeo G. Heliplat: High altitude very-long endurance solar powered platform for earth observation and surveillance[EB/OL]. [2012-01-01]. <http://areeweb.polito.it/ricerca/grupporomeo/USEHAAS.pdf>.
- [12] Renouard S. Altran & solar impulse (Aerodays 2011)[EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.cdti.es/recursos/doc/eventosCDTI/Aerodays2011/2G4.pdf>.
- [13] Ross H. Fly around the world with a solar powered airplane[EB/OL]. [2011-12-01]. http://www.mp.haw-hamburg.de/pers/Scholz/ewade/2009/EWADE2009_Ross_Paper.pdf, http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2011_01_20_SolarImpuls.pdf.
- [14] Boscarol I, Tomazic T. Pipistrel taurus electro[EB/OL]. [2012-03-01]. http://cafefoundation.org/v2/pdf_eas/2008/ivo.boscarol.pipistrel.electro.pdf.

- [15] Romeo G, Borello F, Correa G. ENFICA-FC: Design, realization and flight test of all electric 2-seat aircraft powered by fuel cells fueled by hydrogen (Aerodays 2011)[EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.cdti.es/recursos/doc/eventosCDTI/Aerodays2011/2G1.pdf>.
- [16] Romeo G, Borello F, Correa G. ENFICA-FC: Design, realization and flight test of all electric 2-seat aircraft powered by fuel cells (ICAS2010-1.6.4)[EB/OL]. [2012-01-01]. http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE_CD1998-2010/ICAS2010/PAPERS/605.PDF.
- [17] Voit-Nitschmann R, Schumann L, Geinitz S. Hydrogenius: Demand for electric aircraft [EB/OL]. [2012-01-01]. http://event.arc.nasa.gov/Green-Aviation/home/pdf/Hydrogenius_NASA_Endversion3.pdf.
- [18] Moffitt B A. Design and hardware validation of a 24 hour endurance fuel cell UAV [EB/OL]. [2012-01-01]. http://www.phoenix-int.com/GTSymposium/April30/8_Moffitt.pdf.
- [19] Berton J J, Freeh J E, Wickenheiser T J. An analytical performance assessment of a fuel cell-powered, small electric airplane, TM-2003-212393[R]. Washington D C: NASA, 2003.
- [20] Wickenheiser T J, Sehra A K, Seng G T, et al. Emissionless aircraft: Requirements and challenges, 2003-2810 [R]. Washington D C: AIAA, 2003.
- [21] Dunn J. Fuel cell electric aircraft energy challenge—new era of aviation [EB/OL]. [2012-01-01]. http://cafefoundation.org/v2/pdf_eas/2007/Electric_Aircraft_Symp.Dunn.ppt.
- [22] Youngblood J W, Talay T A. Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight, 1982-0811 [R]. Washington D C: AIAA, 1982.
- [23] Youngblood J W, Talay T A, Pegg R J. Design of long-endurance unmanned airplanes incorporating solar and fuel cell Propulsion, 1984-1430[R]. Washington D C: AIAA, 1984.
- [24] Stender W. Sailplane weight estimation[R]. Samedan: OSITIV, 1969.
- [25] Colozza A J. Preliminary design of a long-endurance mars aircraft, NASA CR-185243 (AIAA 90-2000)[R]. 1990.
- [26] Bailey M D, Bower M V. High altitude solar power platform, TM-103578[R]. Washington D C: NASA, 1992.
- [27] Noth A. Design of solar powered airplanes for continuous flight [D]. Zürich: Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (ETH), Switzerland, 2008.
- [28] Rizzo E, Frediani A. A model for solar powered aircraft preliminary design[J]. *The Aeronautical Journal*, 2008, 112(2): 57-78.
- [29] Hall D W, Hall S A. Structural sizing of a solar powered aircraft, CR-17231[R]. Washington D C: NASA, 1984.
- [30] 刘斌, 马晓平, 王和平, 等. 小型电动无人机总体参数设计方法研究 [J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(3): 396-400.
Liu Bin, Ma Xiaoping, Wang Heping, et al. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(3): 396-400.
- [31] Smith J R, Baish P G, Brandt S A, et al. A student developed sizing methodology for electric powered aircraft applied to small UAVs, 2000-01-5536[R]. Washington D C: WAC, 2000.
- [32] 昌敏, 周洲, 张健, 等. 某型手掷电动无人机总体设计与飞行试验研究[J]. 飞行力学, 2010, 28(2): 82-84, 88.
Chang Min, Zhou Zhou, Zhang Jian, et al. *Flight Dynamics*, 2010, 28(2): 82-84, 88.
- [33] Wagner N, Boland S, Taylor B, et al. Powertrain design for hand-launchable long endurance unmanned aerial vehicles [EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.engr.colostate.edu/~thb/Publications/SD%20UAV%20Final%20No%20Markup.pdf>.

- [34] Team 5 (University of Minnesota). Hand-launched electric fuel cell UAV—PT2020 high endurance aircraft critical design review [EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.nkranowski.com/Files/Senior%20Design%20Project%20Document.pdf>.
- [35] Guillaume D W. Design of UAVs [EB/OL]. [2010-09-09]. <http://www.innovatecalifornia.net/documents/July16Materials/Darrell%20Guillaume%20-%20UAV%20Design.pdf>.
- [36] Bradley T H. Modeling, design and energy management of fuel cell systems for aircraft[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2008.
- [37] Moffitt B A. A methodology for the validated design space exploration of fuel cell powered unmanned aerial vehicles [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2010.
- [38] Fuller T F, Bradley T H. Methodology for robust design of small fuel cell systems: Application to unmanned aerial vehicles[EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.engr.colostate.edu/~thb/Publications/Small%20Fuel%20Cells%202008%20Fuller%20and%20Bradley.pdf>
- [39] Moffitt B A, Bradley T H, Parekh D E, *et al.* Design and performance validation of a fuel cell unmanned aerial vehicle, 2006-823 [R]. Washington D C: AIAA, 2006.
- [40] Bradley T H, Moffitt B A, Fuller T F, *et al.* Design studies for hydrogen fuel cell powered unmanned aerial vehicles, 2008-6413[R]. Washington D C: AIAA, 2008.
- [41] Bradley T H, Moffitt B A, Fuller T F, *et al.* Comparison of design method for fuel-cell-powered unmanned aerial vehicles [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(6): 1945-1956.
- [42] Bradley T H, Moffitt B A, Parekh D E, *et al.* Energy management for fuel cell powered hybrid-electric aircraft, 2009-4590[R]. Washington D C: AIAA, 2009.
- [43] Rhoads G D, Wagner N A, Taylor B J, *et al.* Design and flight test results for a 24 hour fuel cell unmanned aerial vehicle, 2010-6690[R]. Washington D C: AIAA, 2010.
- [44] Friend M G, Daggett D L. Fuel cell demonstrator airplane, 2003-2868 [R]. Washington D C: AIAA, 2003.
- [45] Romeo G. ENFICA-FC: preliminary survey & design of 2-seat aircraft powered by fuel cells electric propulsion, 2007-7754[R]. Washington D C: AIAA, 2007.
- [46] Nickol C L, Guynn M D, Kohout L L, *et al.* High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development, TP-2007-214861[R]. Washington D C: NASA, 2007.
- [47] Nickol C L, Guynn M D, Kohout L L, *et al.* High altitude long endurance UAV analysis of alternatives and technology requirements development, 2007-1050[R]. Washington D C: AIAA, 2007.
- [48] Alemayehu D, Eaton E. HALE UAV: Aerovironment pathfinder aerodynamic and stability analysis—case study: Planform optimization [EB/OL]. [2011-09-01]. http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/pathfinder.pdf.
- [49] Porto A, Romeo G. The use of VSAero CFDtool in the UAV aerodynamic project [EB/OL]. [2012-01-01]. <http://areeweb.polito.it/ricerca/gruppromeo/Aerodynamic.pdf>.
- [50] Romeo G, Frulla G, Cestino E. Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations[J]. *Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering*, 2007: 221: 199-216.
- [51] Verstraete D. Preliminary design of a joined wing HALE UAV, ICAS 2008-1.4.3[EB/OL]. [2012-01-01]. http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE_CD1998-2010/ICAS2008/PAPERS/144.PDF.
- [52] Moore M D. NASA puffin electric tailsitter VTOL concept [EB/OL]. [2012-01-01]. http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110011311_2010036838.pdf.
- [53] Burke K A. High energy density regenerative fuel cell systems for terrestrial applications, TM-1999-209429[R]. Washington D C: NASA, 1999.
- [54] Colozza A J. Hydrogen storage for aircraft applications overview, CR-2002-211867[R]. Washington D C: NASA, 2002.
- [55] Burke K A. Unitized regenerative fuel cell system development, TM-2003-212739[R]. Washington D C: NASA, 2003.
- [56] Garcia C P, Chang B, Johnson D W, *et al.* Round trip energy efficiency of nasa glenn regenerative fuel cell System, TM-2006-214054 [R]. Washington D C: NASA, 2006.
- [57] Kohout L L, Schmitz P C. Fuel cell propulsion systems for an all-electric personal air vehicle, AIAA, 2003-2867 (NASA, TM-2003-212354)[R]. Washington D C: AIAA, 2003.
- [58] Kohout L L, Schmitz P C. An analysis of fuel cell options for an all-electric unmanned aerial vehicle, TM-2007-214699 [R]. Washington D C: NASA, 2007.
- [59] Gur O, Rosen A. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(4): 1340-1353.
- [60] Frulla G. Some aeroelastic aspects of slender wings design[EB/OL]. [2012-01-01]. <http://areeweb.polito.it/ricerca/gruppromeo/aeroslenderwing.pdf>.
- [61] Su W, Carlos E, Cesnik S. Dynamic response of highly flexible flying wings[R]. Washington D C: AIAA, 2006-1636, 2006.
- [62] Romeo G, Frulla G, Cestino E, *et al.* Non-linear aeroelastic behavior of highly flexible HALE wings, ICAS 2006-10.2.4[EB/OL]. [2012-03-01]. http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE_CD1998-2010/ICAS2006/PAPERS/428.PDF.
- [63] Romeo G, Frulla G. Heliplat: Structural analysis of high altitude very-long endurance solar powered platform for telecommunication and earth observation applications, ICAS 2002-1.3.3[EB/OL]. [2012-01-01]. http://www.icas.org/icas_archive_cd1998-2010/icas2002/PAPERS/133.PDF.
- [64] Romeo G. Manufacturing and testing of graphite-epoxy wing box and fuselage structures for a solarpowered UVA-HAVE, ICAS 1998.4.4.5 [EB/OL]. [2012-01-01]. <http://www.icas-proceedings.net/ICAS1998/PAPERS/445.PDF>.
- [65] Romeo G. Manufacturing and design of lightweight composite airplane structures [EB/OL]. [2012-01-01]. <http://areeweb.polito.it/ricerca/gruppromeo/ManufacturingI.pdf>.

(责任编辑 安莹,刘志远)

《科技导报》征集“封面文章”

为快速反映我国最新科技研究成果,《科技导报》拟利用刊物最显著位置——封面将最新科研成果第一时间予以突出报道。来稿要求:研究成果具创新性或新颖性;反映该领域我国乃至世界前沿研究水平;可以图片形式予以反映,图片美观、清晰、分辨率超过300dpi;文章篇幅不限,要说明研究的背景、方法、取得的结果,以及结论。在线投稿:www.kjdb.org。