

# 太阳能/氢能长航时无人机重量能量耦合分析

焦黎明, 徐伟强

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 提出一种太阳能/氢能长航时无人机重量能量耦合分析方法,即在太阳能/氢能长航时无人机的概念设计阶段,通过在质量与能量迭代求解过程中嵌入与能量相关的参数的求解,从而计算出相应总体参数下的质量和能量情况,得到无人机基本性能指标的估算。通过重量能量耦合分析方法,无人机的质量迭代计算得到收敛、能量结余系数和有效载荷系数2个重要设计指标在求解过程中获得收敛。由于提出的分析方法可完成无人机重量估算,及重要设计指标的估算,因而对于太阳能/氢能长航时无人机的概念设计具有重要意义。

**关键词:** 太阳能; 氢能; 耦合; 迭代; 长航时

**中图分类号:** V221.5; TK519 **文献标志码:** A

## 0 引 言

近年来,各国研究者在研发一种太阳能/氢能长航时无人机。该无人机充分结合太阳能无人机和氢能源无人机的优势,利用太阳电池转化太阳能,解决氢能源无人机的氢能用完空中得不到补充的问题;以能量密度高的氢能为主要的储能方式,解决传统的太阳能飞机以蓄电池为储能方式的能量质量比小的问题,进而有望实现更长的续航时间<sup>[1-2]</sup>。太阳能/氢能长航时无人机的设计过程中,重量和能量是紧密耦合在一起的,传统的无人机重量估算模式不适用<sup>[3-6]</sup>。在太阳能/氢能长航时无人机的概念设计阶段,寻求一种重量能量耦合分析方法,从而对无人机的重量和能量做出估算,是提高设计质量的设计策略。

本文提出一种太阳能/氢能长航时无人机重量能量耦合分析方法,通过在质量迭代求解过程中嵌入与能量相关的参数的求解,从而完成重量估算和能量分析。

## 1 太阳能/氢能混合动力系统

太阳能/氢能长航时无人机的核心是太阳能/氢能混合动力系统,图1描述该系统的主要构成及主要能量走向,包括太阳电池,燃料电池/电解槽以及推进系统。系统能量来源为太阳能,除太阳能外无需提供其他能源,光伏发电产生的电能供负载使用后,剩余的能量绝

大部分通过电解水制氢,以氢能的形式储存。在功耗较大的阶段将由太阳电池和燃料电池混合供电;在光照充足的巡航阶段将由太阳电池单独供电;无光照或光照较弱时由燃料电池为负载供电。在每日能量均有所结余的情况下,该能量系统可以维持无人机长时间不着陆飞行。

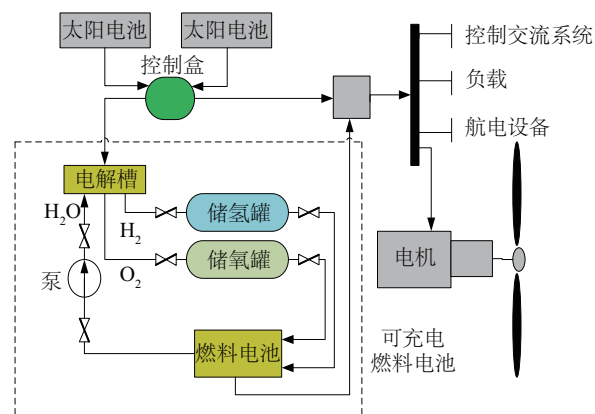


图1 太阳能/氢能混合动力系统的构成

Fig. 1 Composition of solar / hydrogen hybrid system

## 2 模型的建立

### 2.1 能量分析

对于一天的飞行,能量流动情况分为4个阶段,如图2所示。

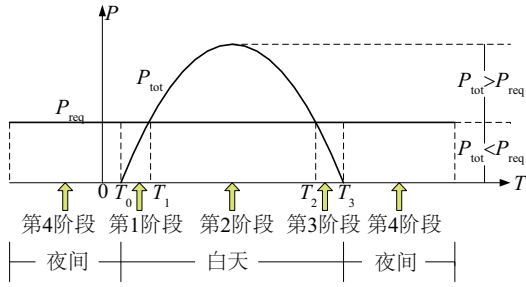


图2 一天中能量转换的4个阶段

Fig. 2 Four periods of energy conversion in a day

太阳能电池转化来的功率通过式(1)计算<sup>[7-8]</sup>。

$$P_{\text{tot}} = I_{\text{si}} A_{\text{sc}} \eta_{\text{cells}} \eta_{\text{ppt}} \quad (1)$$

式中,  $I_{\text{si}}$ ——太阳辐照强度,  $\text{W}/\text{m}^2$ ;  $A_{\text{sc}}$ ——太阳能电池板的面积,  $\text{m}^2$ ;  $\eta_{\text{cells}}$ ——太阳能电池效率;  $\eta_{\text{ppt}}$ ——MPPT效率。

无人机维持水平飞行所需的总功率可通过式(2)计算得到<sup>[9]</sup>。

$$P_{\text{req}} = P_{\text{level}} / (\eta_{\text{ppt}} \eta_{\text{mot}} \eta_{\text{esc}}) + P_{\text{pay}} \quad (2)$$

式中,  $P_{\text{req}}$ ——无人机维持水平飞行所需的总功率,  $\text{W}$ ;  $P_{\text{level}}$ ——推进无人机前进所需要的功率,  $\text{W}$ ;  $P_{\text{pay}}$ ——机上的电子设备所需要的功率,  $\text{W}$ ;  $\eta_{\text{ppt}}$ ——螺旋桨的效率;  $\eta_{\text{mot}}$ ——电机效率;  $\eta_{\text{esc}}$ ——电子调速器效率。

第1阶段为太阳出来至  $P_{\text{req}}$  刚好等于  $P_{\text{tot}}$ , 这段时间无人机的能量存储由式(3)计算。第2阶段为  $P_{\text{tot}}$  大于  $P_{\text{req}}$  这段时间, 这段时间无人机的能量存储由式(4)计算。第3阶段为  $P_{\text{tot}}$  下降到刚好等于  $P_{\text{req}}$  至太阳落下这段时间, 能量存储由式(5)计算。而夜晚的能量存储可通过式(6)计算所示。

$$W_{s,1} = \int_{T_0}^{T_1} (P_{\text{tot}} - P_{\text{req}}) / \eta_t dt \quad (3)$$

$$W_{s,2} = \int_{T_1}^{T_2} (P_{\text{tot}} - P_{\text{req}}) \eta_e dt \quad (4)$$

$$W_{s,3} = \int_{T_2}^{T_3} (P_{\text{tot}} - P_{\text{req}}) / \eta_t dt \quad (5)$$

$$W_{s,4} = -P_{\text{req}} T_{\text{night}} / \eta_t \quad (6)$$

式中,  $W_{s,1}$ ——第1阶段净能量积累,  $\text{J}$ ;  $W_{s,2}$ ——第2阶段净能量积累,  $\text{J}$ ;  $W_{s,3}$ ——第3阶段净能量积累,  $\text{J}$ ;  $W_{s,4}$ ——第4阶段净能量积累,  $\text{J}$ ;  $T_0$ ——图2中横轴标注的第1个时间点,  $\text{h}$ ;  $T_1$ ——图2中横轴标注的第2个时间点,  $\text{h}$ ;  $T_2$ ——图2中横轴标注的第3个时间点,  $\text{h}$ ;  $T_3$ ——图2中横轴标注的第4个时间点,  $\text{h}$ 。

总净能量由式(7)所示。

$$W_s = W_{s,1} + W_{s,2} + W_{s,3} + W_{s,4} \quad (7)$$

式中,  $W_s$ ——总净能量,  $\text{J}$ 。

定义一个无量纲系数  $\alpha$ , 能量结余系数, 表述无人机的能量结余情况, 从而衡量无人机的续航能力, 由式(8)表述。

$$\alpha = W_s / W_{\text{req}} \quad (8)$$

式中,  $W_{\text{req}}$ ——无人机维持一天 24 h 巡航飞行所需的能量,  $\text{J}$ 。

通过式(9)可计算  $W_{\text{req}}$  所示。

$$W_{\text{req}} = P_{\text{req}} \cdot T_{\text{ad}} \quad (9)$$

式中,  $T_{\text{ad}}$ ——一天总小时数, 取值 24 h。

平飞用功率可由式(10)计算<sup>[10]</sup>。

$$P_{\text{level}} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{(m_{\text{tot}} g)^3}{S_w}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (10)$$

式中,  $P_{\text{level}}$ ——平飞需用功率,  $\text{W}$ ;  $C_D$ ——阻力系数;  $C_L$ ——升力系数;  $\rho$ ——空气密度,  $\text{kg}/\text{m}^3$ 。

## 2.2 质量分析

图3展示无人机各部件的质量构成。

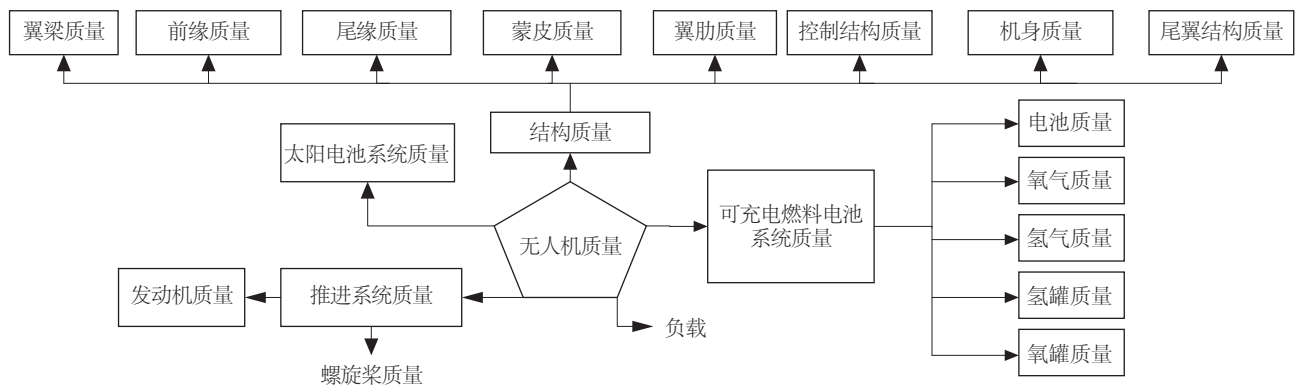


图3 无人机各部分的质量组成图解

Fig. 3 Mass of each part of UAV composition diagram

无人机的总质量直接影响无人机飞行所需的功率,式(11)是无人机的总质量表述<sup>[11]</sup>。

$$m_{\text{tot}} = m_{\text{af}} + m_{\text{prop}} + m_{\text{sc}} + m_{\text{fcs}} + m_{\text{pl}} \quad (11)$$

式中,  $m_{\text{af}}$  ——无人机的结构质量, kg;  $m_{\text{prop}}$  ——推进系统的质量, kg;  $m_{\text{sc}}$  ——太阳电池的质量, kg;  $m_{\text{fcs}}$  ——燃料电池系统的质量, kg;  $m_{\text{pl}}$  ——有效载荷, kg。

结构质量由式(12)表述<sup>[12]</sup>。

$$m_{\text{af}} = m_{\text{spar}} + m_{\text{le}} + m_{\text{te}} + m_{\text{cov}} + m_{\text{rib}} + m_{\text{con}} + m_{\text{fus}} + m_{\text{ts}} \quad (12)$$

式中,  $m_{\text{af}}$  ——无人机结构质量, kg;  $m_{\text{spar}}$  ——翼梁质量, kg;  $m_{\text{le}}$  ——前缘质量, kg;  $m_{\text{te}}$  ——尾缘质量, kg;  $m_{\text{cov}}$  ——蒙皮质量, kg;  $m_{\text{rib}}$  ——翼肋质量, kg;  $m_{\text{con}}$  ——控制装置质量, kg;  $m_{\text{fus}}$  ——机身质量, kg;  $m_{\text{ts}}$  ——尾翼结构质量, kg。

本文无人机采用大展弦比平直机翼, H形尾翼, 单螺旋桨推进式, 上单翼。机翼采用单梁式结构, 翼肋平面为桁架和薄板结构, 机身采用桁架加蒙皮结构。环氧管桁架梁, 翼前缘及后缘采用桦木胶合板, 机身桁架采用铝合金材料为主, 蒙皮材料为超硬铝合金和复合材料。各部分结构质量估算公式如式(13)~式(20)所示。

$$m_{\text{spar}} = 0.00264R^{0.9}(1 + 0.008AR)m_{\text{tot}} \quad (13)$$

$$m_{\text{le}} = 0.9415S_{\text{w}}/AR^{0.5} \quad (14)$$

$$m_{\text{te}} = 0.0998AR S_{\text{w}} \quad (15)$$

$$m_{\text{cov}} = (0.2055 + 0.0028AR)S_{\text{w}} \quad (16)$$

$$m_{\text{rib}} = 1.033S_{\text{w}}^{0.6} \quad (17)$$

$$m_{\text{con}} = 0.3006S_{\text{w}}/AR^{0.5} \quad (18)$$

$$m_{\text{fus}} = 0.0079m_{\text{ad}}(\rho v^2 S_{\text{w}})^{0.9}/S_{\text{w}} \quad (19)$$

$$m_{\text{ts}} = 0.4078m_{\text{ad}}^{0.87}(AR/S_{\text{w}})^{0.36} \quad (20)$$

推进系统质量的表述如式(21)所示。

$$m_{\text{prop}} = m_{\text{eng}} + m_{\text{plr}} \quad (21)$$

式中,  $m_{\text{prop}}$  ——推进系统质量, kg;  $m_{\text{eng}}$  ——电机质量, kg;  $m_{\text{plr}}$  ——螺旋桨质量, kg。

$$m_{\text{eng}} = 0.0055P_{\text{level}} \quad (22)$$

$$m_{\text{plr}} = 10.27(m_{\text{ad}}/S_{\text{w}})^{0.5} \quad (23)$$

太阳电池的质量展示如式(24)所示。

$$m_{\text{sc}} = kA_{\text{sc}} \quad (24)$$

式中,  $k$  ——太阳电池面积和质量关系的系数, 取值因太阳电池的不同而不同, kg/m<sup>2</sup>;  $A_{\text{sc}}$  ——太阳电池板的面积, m<sup>2</sup>。

因为太阳电池板铺在机翼表面和水平尾翼表面, 所以  $A_{\text{sc}}$  表示为机翼面积和水平尾翼面积之和。

$$A_{\text{sc}} = S_{\text{w}} + S_{\text{ht}} \quad (25)$$

式中,  $S_{\text{ht}}$  ——水平尾翼面积, m<sup>2</sup>。

燃料电池系统质量可由式(26)所示。

$$m_{\text{fcs}} = m_{\text{fce}} + m_{\text{O}_2} + m_{\text{H}_2} + m_{\text{O}_2\text{t}} + m_{\text{H}_2\text{t}} \quad (26)$$

式中,  $m_{\text{fce}}$  ——燃料电池的质量, kg;  $m_{\text{O}_2}$  ——氧气的质量, kg;  $m_{\text{H}_2}$  ——氢气的质量, kg;  $m_{\text{O}_2\text{t}}$  ——氧罐的质量, kg;  $m_{\text{H}_2\text{t}}$  ——氢罐的质量, kg。

燃料电池的质量如式(27)所示。

$$m_{\text{fce}} = P_{\text{req}}/\mu \quad (27)$$

式中,  $\mu$  ——燃料电池功重比, W/kg。

由法拉第定律, 在电解过程中, 阴极上氢气的析出速率可用式(28)所示<sup>[13]</sup>。

$$n_{\text{H}_2} = \frac{\eta_e n_c I_e}{2F} \quad (28)$$

式中,  $n_{\text{H}_2}$  ——氢气的产生速率, mol/s;  $\eta_e$  ——电解效率;  $n_c$  ——电解池的个数;  $I_e$  ——电解电流, A;  $F$  ——法拉第常量, 96485 C/mol。

$n_c$  可由式(29)计算所示。

$$n_c = P_e/VI_e \quad (29)$$

式中,  $P_e$  ——净功率, W;  $V$  ——单节电解池电压, V;  $I_e$  ——单节电解池电流, A。

$P_e$  可由式(30)计算所示。

$$P_e = P_{\text{tot}} - P_{\text{req}} \quad (30)$$

氢气质量可由式(31)计算。

$$m_{\text{H}_2} = \int_{T_1}^{T_2} n_{\text{H}_2} M_{\text{H}_2} / 1000 dt \quad (31)$$

式中,  $M_{\text{H}_2}$  ——氢气的摩尔质量, g/mol。

设置  $V = 1.2 \text{ V}$ , 联合式(4)、式(28)~式(31)得到式(32), 计算出氢气质量。按照同样的思路, 可按式(33)计算氧气的质量。

$$m_{\text{H}_2} = W_{\text{s},2} / (1.15782 \times 10^8) \quad (32)$$

$$m_{\text{O}_2} = W_{\text{s},2} / (1.447275 \times 10^7) \quad (33)$$

$m_{\text{O}_2\text{t}}$  和  $m_{\text{H}_2\text{t}}$  只需分别代入氧罐和氢罐各自的相关参数, 即可使用式(32)和式(33)求得。

罐体容积可由式(34)计算<sup>[14]</sup>所示。

$$V = Zm_{\text{gas}}RT_i/p_{\text{gas}} \quad (34)$$

式中,  $T_i$  ——罐体温度, K;  $p_{\text{gas}}$  ——罐中所装气体的压力, Pa;  $R$  ——气体常量;  $Z$  ——气体压缩系数。

罐体圆形部分半径为  $r$ ，罐体长度  $L$ ，则储罐体积可由式(35)计算所示。

$$\nu = 4\pi r^3/3 + \pi r^2 L \quad (35)$$

罐体壁厚可由式(36)或式(37)计算<sup>[14]</sup>。对于球体罐， $t_w$  由式(36)计算，对于圆柱状罐， $t_w$  由式(37)计算所示。

$$t_w = p_{\text{gas}} r FS / \sigma_t \quad (36)$$

$$t_w = p_{\text{gas}} r FS / (2\sigma_t) \quad (37)$$

式中， $FS$ ——安全系数。

罐体质量可按式(38)所示。

$$m_i = \rho_i [4\pi(r+t_w)^3/3 + \pi(r+t_w)^2 L - \nu] \quad (38)$$

有效载荷系数的计算如式(39)所示。

$$\beta = \frac{m_{\text{pl}}}{m_{\text{tot}}} \quad (39)$$

### 2.3 重量能量耦合分析

由上文的质量和能量估算，可知质量和能量的估算

是耦合的。由于质量与重量的对应关系，质量和能量的耦合对应重量能量耦合，对质量和能量耦合的分析也就是对重量能量耦合的分析。对于给定的升力系数、阻力系数、展弦比、机翼面积以及其他估算需要的常量参数，无人机质量可表示为式(40)。

$$m_{\text{tot}} = f(m_{\text{tot}}, T_1, T_2) \quad (40)$$

$T_1$  和  $T_2$  由式(41)的解决定。

$$P_{\text{tot}} - P_{\text{req}} = 0 \quad (41)$$

带入相关的表达式可发现上述方程是关于  $m_{\text{tot}}$  和时间  $T$  的方程，表示为式(42)。

$$g(m_{\text{tot}}, T) = 0 \quad (42)$$

基于上面的分析，采用图4的思路，输入相关的无人机总体参数和部件参数及  $m_{\text{tot}}$  的初始值，通过求解式(42)可获得  $T_1$  和  $T_2$ ，再求解式(40)转化的隐式方程，获得新算出的质量，同时通过前面介绍的能量公式，可求得对应质量下的能量结余系数和有效载荷系数。如此迭代，当满足收敛条件时获得结果。

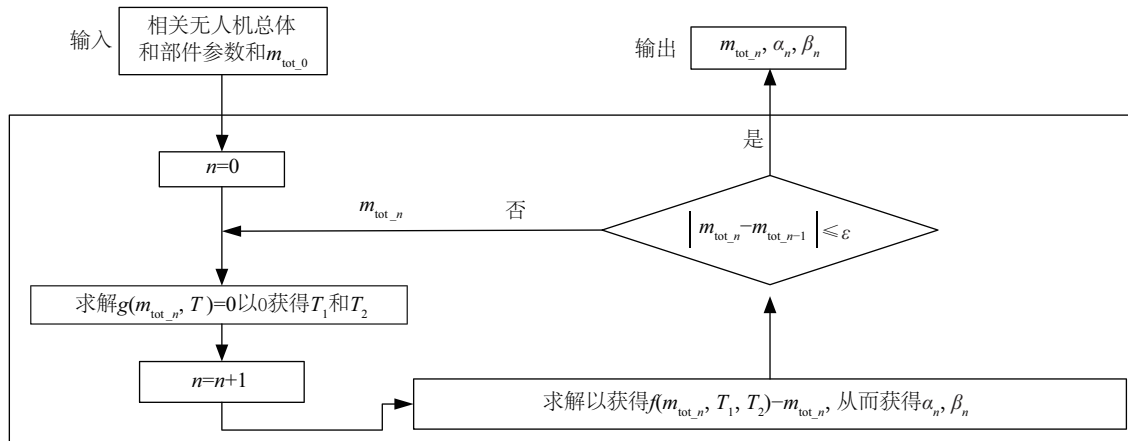


图4 重量能量耦合分析计算方法

Fig. 4 Mass and energy coupling analysis method

## 3 实验分析

某太阳能/氢能无人机的升力系数、阻力系数、展弦比、机翼面积、水平尾翼面积如表1所示。无人机规划的白天飞行路线为沿着经线自东向西飞行，飞行时间为北京时间7月14日06:00至20:18，起始点为39.9°N，116.38°E，结束点为39.9°N，82.99°E。部分时间和经纬度对应关系如表2。由于夜间太阳能电池不工作，此时间段的太阳能电池的能量转换为零，故不考虑夜晚的路线。

根据路线规划，可求得太阳辐照的数据，图5为函数拟合太阳辐照数据。该辐照函数被用于能量输入分析。

表1 无人机总体及相关部件参数

Table 1 UAV overall and related components parameters

参数	数值	参数	数值
展弦比	14	燃料电池效率	0.6
机翼面积/m <sup>2</sup>	200.18	电解效率	0.8
水平平尾面积/m <sup>2</sup>	50.22	螺旋桨效率	0.85
升力系数	0.33	电机效率	0.92
阻力系数	0.0088	电子调速器效率	0.98
太阳能电池效率	0.31	氧罐强度/MPa	1306
MPPT效率	0.98	氢罐强度/MPa	1900

表2 部分时间和无人机位置对应关系

Table 2 Part of time and position correspondence

时间	06:00	08:00	10:00	12:00	14:00	18:00	20:00
北纬/(°)	39.9	39.9	39.9	39.9	39.9	39.9	39.9
东经/(°)	116.3	111.7	107.0	102.4	97.7	88.4	83.7

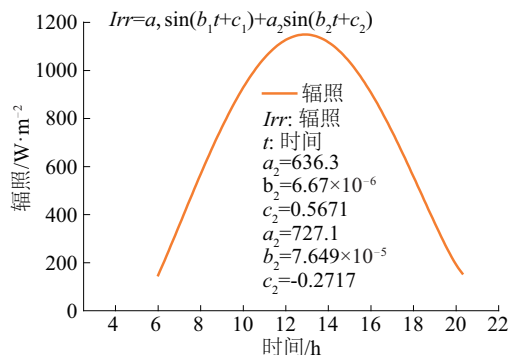


图5 辐射和时间对应关系

Fig. 5 Irradiation and time relationship under flight path planning

根据给定的升力系数、阻力系数、展弦比、机翼面积以及路线规划下的辐照数据,采用本文提出的质量能量耦合分析流程进行编程计算,获得的迭代数据变化过程展示在图6中。迭代后结果很快达到收敛,最后参数收敛的数值展示表3中。计算最后获得无人机的总质量,同时获得无人机的能量结余系数和有效载荷系数2个设计指标的最后迭代结果。

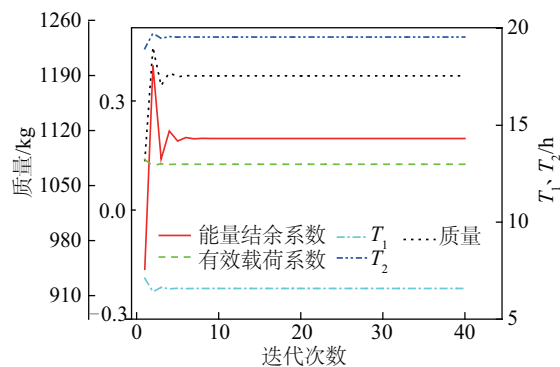


图6 迭代数据变化过程

Fig. 6 Iterative data change process

表3 参数迭代结果

Table 3 Parameter iteration results

参数	数值
$T_1/h$	6.5804
$T_2/h$	19.5506
质量/kg	1189.5
能量结余系数	0.1970
有效载荷系数	0.1261

## 4 结 论

提出一种太阳能/氢能长航时无人机重量能量耦合分析方法。无人机的质量、能量结余系数及有效载荷系数在该分析方法下很快迭代收敛,获得计算值。从实验分析可看出,提出的重量能量耦合分析方法可在给定相应的无人机总体参数和相关部件参数的条件下,完成对太阳能/氢能长航时无人机的质量迭代计算,并相应获得能量结余系数及有效载荷系数2个重要设计指标的迭代结果,因而对于整个太阳能/氢能长航时无人机的概念设计阶段具有重要作用。

### [参考文献]

- [1] HAO C, KHALIGH A. Hybrid energy storage system for UAV (Uav) [C]//IECON 2010-36th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society, Glendale, AZ, USA, 2010.
- [2] LEE B H, PARK P M, KIM C T, et al. Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVS [J]. Journal of mechanical science and technology, 2012, 26(8): 2291-2299.
- [3] 张毅, 王和平. 高空长航时无人机结构重量估算方法研究[J]. 航空计算技术, 2007, 37(4): 37-40.  
ZHANG Y, WANG H P. Study of estimating structural weight of high altitude long endurance unmanned aerial vehicle [J]. Aeronautical computing technique, 2007, 37(4): 37-40.
- [4] 张轶, 陈欣琳. 无人机起飞重量设计及估算研究[J]. 机械制造, 2011, 49(3): 23-26.  
ZHANG Y, CHEN X L. Research on design and estimation of take-off weight of unmanned aerial vehicle [J]. Machinery, 2011, 49(3): 23-26.
- [5] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.  
GU S F. Aircraft overall design [M]. Beijing: Beihang University Press, 2001.
- [6] 芦发龙, 江燕, 李静, 等. 飞机重量估算研究[J]. 山东工业技术, 2013(11): 16-17.  
LU F L, JIANG Y, LI J, et al. Study on aircraft weight estimation [J]. Shangdong industrial technology, 2013 (11): 16-17.
- [7] 昌敏, 周洲, 李盈盈. 基于能量平衡的太阳能飞机可持续高度分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(4): 541-546.  
CHANG M, ZHOU Z, LI Y Y. An effective theoretical analysis of persistent flight altitudes of solar-powered



- airplanes[J]. Journal of Northwest Polytechnical University, 2012, 30(4): 541-546.
- [8] 张锦绣. 太阳能飞机能源管理的初步分析与实验[D]. 北京: 清华大学, 2005.
- ZHANG J X. Preliminary study and experiments on energy management of solar powered aircraft[D]. Beijing: Tsinghua University, 2005.
- [9] 刘莉, 杜孟尧, 张晓辉, 等. 太阳能/氢能无人机总体设计与能源管理策略研究[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 144-162.
- LIU L, DU M Y, ZHANG X H, et al. Conceptual design and energy management strategy for UAV with hybrid solar and hydrogen energy[J]. Acta astronautica et astronautica sinica, 2016, 37(1): 144-162.
- [10] NORTH A, SIEGWART R, ENGEL W. Design of solar powered airplanes for continuous flight[EB/OL]. [https://www.ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/robotics-intelligent-systems/asl-dam/documents/projects/Design\\_Skysailor.pdf](https://www.ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/robotics-intelligent-systems/asl-dam/documents/projects/Design_Skysailor.pdf).
- [11] COLOZZA A J. Effect of power system technology and mission requirements on high altitude long endurance aircraft[R]. NASA Contractor Report 194455.
- [12] HALL D W, HALL S A. Structural sizing of a solar powered aircraft[R]. Lockheed Missiles and Space Company, NASA Contractor Report 172313, 1984.
- [13] KHAN M J, IQBAL M T. Dynamic modeling and simulation of a small wind-fuel cell hybrid energy system[J]. Renewable energy, 2005, 46(3): 421-439.
- [14] COLOZZA A J, CORPORATION A, PARK B, et al. Hydrogen storage for aircraft applications overview[R]. National Aeronautics and Space Administration, NASA/CR-2002-211867

## WEIGHT ENERGY COUPLING ANALYSIS FOR SOLAR HYDROGEN LONG-ENDURANCE UAV

Jiao Liming, Xu Weiqiang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** This paper presents a method for the analysis of the mass energy coupling of solar hydrogen long-endurance UAV, that is, in the conceptual design stage of solar hydrogen long-endurance UAV by embedding solving energy - related parameters in the process of mass and energy iterative solution, to calculate the mass and energy under the corresponding overall parameters and giving estimate of basic performance indicators of UAV. By using the mass energy coupling analysis method proposed in this paper, the mass iteration gets convergent and the two important design indexes of energy surplus coefficient and payload coefficient are obtained in the example. As the analysis method proposed in this paper can complete the estimation of UAV mass and the estimation of important design indexes, it is of great significance for the conceptual design of solar hydrogen long-endurance UAV.

**Keywords:** solar; hydrogen; coupling; iteration; long-endurance