

文章编号: 1000 8055(2008)00 0075-06

可跳飞自转旋翼飞行器推/升力系统参数优化

朱清华¹, 李建波¹, 倪先平², 张呈林¹

(1. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业第二集团公司, 北京 100712)

摘 要: 对自转旋翼飞行器推/升力系统参数进行了特性分析和多目标优化设计, 解决了具有跳飞性能的现代旋翼机总体方案和系统设计难题. 采用叶素理论和动态入流理论, 以数值积分的方法建立推力和升力计算模型; 在能量转换关系和自转旋翼气动特性的基础上, 建立了旋翼机跳飞性能计算模型, 分析了参数对跳飞过程的影响, 并以算例验证了计算模型有效可靠. 基于六西格玛和改进的遗传算法, 对推/升力系统参数分层地进行了多目标优化, 优化结果表明本文方法正确合理, 优化后的系统参数提高了飞行器总体性能.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 自转旋翼飞行器; 跳飞; 参数优化

中图分类号: V211.52; V212.4

文献标识码: A

Thrust/lift system parameters optimization of gyroplane with jump takeoff capability

ZHU Qing-hua¹, LI Jian-bo¹, NI Xian-ping², ZHANG Cheng-lin¹

(1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Industry Corporation II, Beijing 100712, China)

Abstract: For designing modern gyroplane with jump takeoff capability, the characteristics of thrust/lift system parameters are investigated, and a multiobjective optimization method is presented. To calculate thrust/lift, the mathematical model is established through numerical integral method based on blade element theory and dynamic inflow theory. The jump takeoff is modeled on the basis of autorotating rotor aerodynamic characteristics and energy equation. The impact of parameters on jump takeoff performance is analyzed, and a computation example shows that the model is feasible and efficient. The multiobjective optimization design of the parameters is carried out hierarchically by using improved genetic algorithm and design for six sigma (DFSS). The optimized result indicates that the method is accurate and the general performance of gyroplane with these parameters is advanced.

Key words: aerospace propulsion system; gyroplane; jump takeoff; parameter optimization

自转旋翼飞行器(简称旋翼机)是一种以自转旋翼作为升力面、螺旋桨推(拉)力为前进动力的

旋翼类航空飞行器. 旋翼机的旋翼依靠前方来流吹动而始终处于自转状态, 因而一旦发动机空中

收稿日期: 2007-06-25; 修订日期: 2007-11-30

基金项目: 国家重点实验室基金资助(9140C400304060C4005)

作者简介: 朱清华(1975-), 男, 江西南昌人, 博士生, 主要从事旋翼飞行器总体设计和飞行动力学研究.

停车,它仍可以依靠旋翼自转安全着陆.采用旋翼预转技术,即起飞前通过传动装置将旋翼预先驱动,然后通过离合器切断传动链路后起飞,使得它可以跳式跳跃或超短距起飞,而降落时,通过操纵旋翼锥体后倾,可实现点式着陆,不需要专用机场.其兼有直升机和飞机的特点,具有良好的低空、低速性能和安全性,比直升机制造使用维护成本低、操纵简单,近十几年来该类飞行器再次成为航空领域关注的热点^[1].

本文基于叶素理论和数值积分方法,对现代旋翼机推/升力系统参数特性进行了研究分析,并利用进化算法进行了系统参数多目标优化设计,为我国今后研制军事或民用旋翼机提供技术支撑.

1 推/升力系统及其参数

推力系统由发动机和螺旋桨构成,由发动机提供动力驱动螺旋桨产生旋翼机前进的推力.升力系统由桨叶、桨轴和桨毂等旋翼装置构成,地面预转时由发动机通过传动系统(含离合器)提供能量,驱动旋翼转到预定转速,然后断开动力链路,增加旋翼总距,依靠旋翼储存的动能转化为高度势能,使旋翼机飞离地面,离开地面后靠相对气流运动获得旋转能量产生向上的升力,见图1.推力系统和升力系统之间通过减速器、传动轴、离合器等传动装置连接,对传动系统有柔和接通、快速脱离、传动功率大的设计要求.

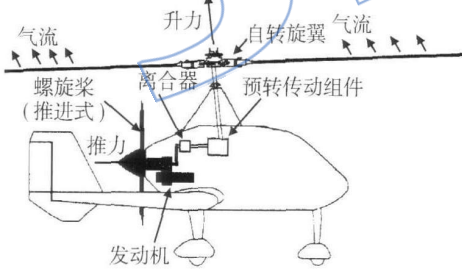


图1 旋翼机主要部件及推/升力示意图

Fig. 1 Sketch map of gyroplane

推力系统参数包括螺旋桨半径 R_p , 螺旋桨桨叶弦长 b_p , 螺旋桨转速 n_p 及轴功率 P ; 升力系统参数包括旋翼半径 R_r , 旋翼桨叶弦长 c , 桨叶转动惯量 I_c , 旋翼实度 σ , 桨轴后倒角 δ , 旋翼最大预转速 N_r , 起飞总距 θ 和巡航状态桨尖速度 ΩR_r 等. 这些参数是计算推力和升力的变量, 是影响旋翼机飞行性能和跳飞性能的主要因素.

(1) 推力

螺旋桨的推力 T 可经改进的叶素理论积分计算^[2], 见式(1).

$$T = \frac{1}{2} \rho V_0^2 k_p \int_{r_p}^{R_p} \frac{C_L b_p (1+a)^2}{\sin^2 \Phi \cos \gamma} \cdot \cos(\Phi + \gamma) dr \quad (1)$$

式中 ρ 为空气密度, γ 为叶素阻升角, Φ 为桨叶合速度与旋转平面的夹角 ($\Phi = \Phi_0 + \epsilon$, 其中 ϵ 为干涉角, Φ_0 为几何入流角), a 为干涉系数, k_p 为桨叶片数, C_L 为叶素升力系数, r_p 为桨毂半径, V_0 为前飞速度.

$$C_L \sigma = \frac{4 \sin(\Phi_0 + \epsilon) \tan \epsilon}{1 - \tan \gamma \tan \epsilon} \quad (2)$$

把 Φ 代入式(2), 用牛顿迭代法可求出. 实际运行中, 螺旋桨处于机身后部, 会受机身干扰. 螺旋桨推力受机身影响系数一般由螺旋桨直径和机身参考直径比值确定, 可经试验测量获得.

(2) 升力

叶素相对气流的切向速度 U_T , 垂向速度 U_P 和径向速度 U_R 分别为

$$U_T = v_X \sin \phi + v_Y \cos \phi \quad (3)$$

$$U_P = (-v_X \cos \phi + v_Y \sin \phi) \sin \beta + (v_Z - v_i) \cos \beta \quad (4)$$

$$U_R = -(-v_X \cos \phi + v_Y \sin \phi) \cos \beta + (v_Z - v_i) \sin \beta \quad (5)$$

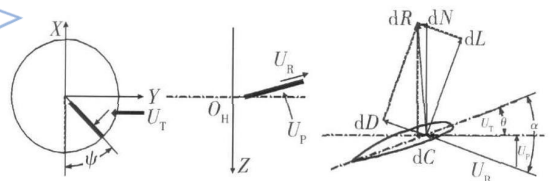


图2 桨叶剖面受力及桨盘来流

Fig. 2 Forces at blade section and inflow from rotor tip plane

其中 v_X, v_Y, v_Z 分别为来流速度在 X, Y, Z 三个轴方向的分量, β 和 ϕ 分别为桨叶挥舞角和方位角, v_i 为旋翼诱导速度, 可通过下式计算得出

$$v_i(r, \phi) = \lambda_0 + \lambda_s \frac{r}{R} \sin \phi + \lambda_c \frac{r}{R} \cos \phi \quad (6)$$

λ_0, λ_s 和 λ_c 分别为入流常数项、正弦项和余弦项, 应用 Pitt-Peters 动态入流理论计算得出

$$[M] \begin{Bmatrix} \dot{\bar{\lambda}}_0 \\ \dot{\bar{\lambda}}_s \\ \dot{\bar{\lambda}}_c \end{Bmatrix} + [\bar{L}]^{-1} \begin{Bmatrix} \bar{\lambda}_0 \\ \bar{\lambda}_s \\ \bar{\lambda}_c \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_T \\ C_1 \\ -C_2 \end{Bmatrix}_{\text{aero}} \quad (7)$$

式中 C_T, C_1, C_2 分别为拉力系数, 气动滚转力矩系数和气动俯仰力矩系数, M 和 L 是动态入流理

论的相关系数矩阵^[13]. 挥舞响应采用韦恩·约翰逊的经验方法给出

$$\beta_{n+1} = \beta_n + \beta_n \Delta\psi / \Omega \quad (8)$$

$$\beta_{n+1} = \beta_n + \beta_n \Delta\psi / \Omega + \beta_n (\Delta\psi)^2 / \Omega^2 \quad (9)$$

$$\beta_{n+1} = f(\beta_{n+1}, \beta_{n+1}, \phi_{n+1}) \quad (10)$$

由于挥舞运动方程项数较多, 因此将挥舞运动方程隐式处理.

叶素迎角

$$\alpha = \theta_0 + \left[\frac{r}{R} - 0.7 \right] \theta + \theta_{lc} \sin \phi - \theta_{ls} \cos \phi + \theta_2(i) + \theta_3(i) + \arctan(U_V / U_T) \quad (11)$$

式中 θ_0 为总距角, θ_l 为负扭角(旋翼机的桨叶无负扭角), θ_{lc} 和 θ_{ls} 分别为纵、横向周期变距. 桨叶上第 i 个剖面的倾角操纵线系变形引起的倾角改变为 $\theta_2(i)$, 桨叶扭转变形为 $\theta_3(i)$.

根据桨叶翼型升阻特性数据, 即 αC_l 及 αC_d 关系, 由得到的 α 值, 计算翼型升力系数 C_l 和翼型阻力系数 C_d 值, 然后可以计算出叶素升力和阻力为

$$dL = \frac{\rho}{2} (U_P^2 + U_T^2) b C_l dr \quad (12)$$

$$dD = \frac{\rho}{2} (U_P^2 + U_T^2) b C_d dr \quad (13)$$

使用数值积分的方法, 通过叶素升力和阻力计算出单片桨叶和整个旋翼的升力和阻力.

2 跳飞模型

旋翼机通过旋翼预转功能, 可以实现鹞式跳飞, 这是旋翼机不同于直升机和飞机所特有的起飞方式.

跳飞时旋翼机运动是水平和垂直两个方向的合运动:

(1) 水平方向的运动相当于地面滑跑时的运动, 但此时旋翼机已离开了地面, 空气阻力 N 远小于地面摩擦阻力, 此时螺旋桨推力 T 大于旋翼后向分力 F_x 与 N 之和, 整个飞行器为变加速前飞; 旋翼则因来流速度增加而处于自转变加速状态.

(2) 在垂直方向, 随着轨迹上升旋翼来流迎角减小, 旋翼为自转变减速状态, 则旋翼升力减小; 受重力 G 和不断减小的旋翼垂向分力 F_y 的合力作用, 整个飞行器垂直方向的运动是向上的变减速运动.

叠加水平和垂直两方向的运动, 便可以得到跳飞过程中旋翼机及旋翼的运动方程.

跳飞过程中, 如果桨轴固定后倒角和起飞总

距设计合理, 那么飞行员驾驶旋翼机就可以少操纵甚至不操纵周期变距杆也能完成跳飞过程. 对螺旋桨最大推力、旋翼轴后倒角、旋翼预转速值、起飞总距和旋翼转动惯量等参数进行组合优化设计对改善跳飞性能是有积极意义的.

以自转旋翼气动模型为基础建立该过程的数学模型, 先计算某时刻 T_i 旋翼来流

$$\begin{Bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \mu_3 \end{Bmatrix} \times \Omega R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & \sin \theta_x \\ 0 & -\sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_{FX} \\ V_{FY} \\ V_{FZ} \end{Bmatrix} \quad (14)$$

其中桨盘绕机体 X 轴(纵轴)转角 $\theta_x = (\beta_{x=270^\circ} - \beta_{x=90^\circ})/2$, 绕机体 y 轴(横轴)转角 $\theta_y = \gamma_s + (\beta_{y=0^\circ} - \beta_{y=180^\circ})/2$, γ_s 为桨轴后倒角, β 为挥舞角; μ_1 , μ_2 和 μ_3 分别为在桨轴坐标系中旋翼桨盘的纵、横和垂向速度比; V_{FX} , V_{FY} 和 V_{FZ} 分别为旋翼机纵、横、垂向速度. 采用前述气动模型, 从叶素阻力切向分力 dD_c 随转速变化入手, 如式(15) (U_B 是 U_T 和 U_P 的合速度), 由数值积分计算出旋翼扭矩 Q (如式(16)), 以及旋翼转速变化量. 根据各方向速度在 Δt 时间内的变化, 重复前述过程计算下一时刻 ($T_i + \Delta t$) 各数值, 便可以得到旋翼机爬升轨迹和跳飞性能.

$$\frac{\partial (dD_c)}{\partial \Omega} = \frac{\rho}{2} c \cdot \left[\frac{\partial U_B}{\partial \Omega} (-U_P C_l + U_T C_d) + U_B \left(-\frac{\partial U_P}{\partial \Omega} C_l + \frac{\partial U_T}{\partial \Omega} \cdot C_d \right) \right] \quad (15)$$

旋翼扭矩表达式为式(16), 定常飞行时 $Q=0$, 跳飞时 Q 为变值, 是确定旋翼转速的主要变量.

$$Q = \int_0^R [(e + r \cos \beta) \frac{\rho}{2} c (-U_P C_l + U_T C_d) \sqrt{U_P^2 + U_T^2}] dr \quad (16)$$

旋翼机跳飞从预转旋翼、断开离合器提总距开始, 在空中前飞爬升达到最小飞行速度为止, 是个瞬态过程, 此过程中桨叶转动动能和螺旋桨有用功转换为高度势能和前飞动能. 最小飞行速度可以通过旋翼机供需能量平衡和稳定自转条件 ($Q=0$, $F_y=G_w$) 来计算得出, 只要达到最小飞行速度, 旋翼机就可以通过操纵周期变距杆和油门实现定常飞行, 即可认为跳飞过程结束. 基于上述

分析,本文对 1 450 kg 某型旋翼机(系统参数分别为: $R_r= 6.4\text{ m}$, $\sigma= 0.034\text{ 8}$, $\Omega R_r= 172\text{ m/s}$, $P= 283\text{ kW}$, $R_p= 1.09\text{ m}$, $n_p= 2\text{ 650 r/min}$, $I_e= 700\text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $\delta= 2^\circ$, $N_r= 255\text{ m/s}$, $\theta= 6^\circ$; 参数单位下同)进行了跳飞计算算例.图 3 分别是用本文方法和文献[4]工程经验法计算的旋翼机跳飞过程中速度与加速度变化曲线图.文献[4]模型采用工程法处理的逐次逼近曲线趋势方程,本文计算值与其很接近,表明本文计算方法及模型正确合理,但本文模型和参数考虑的实际相关因素更多,所以更有效.本文还研究了参数对跳飞性能的影响,不同参数时的起飞轨迹如图 4,限于篇幅只选择了参数 P 和 I_e .

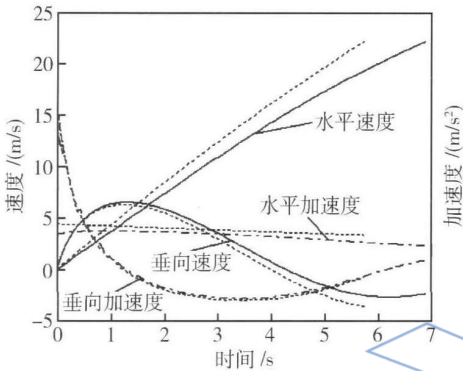


图 3 跳飞过程中速度与加速度变化曲线图
(虚曲线为文献[4]方法计算值)

Fig.3 Graph of velocity and acceleration during jump takeoff(dashed curve from reference[4])

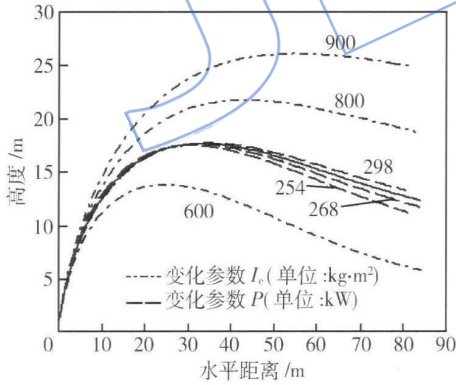


图 4 不同参数时跳飞轨迹

Fig.4 Trajectories of jump takeoff with different parameters

3 参数优化设计

根据系统参数对旋翼机多数性能(最大速度、最小速度、升限、航程、航时、最大爬升速度和最小下滑速度等)或仅跳飞性能的影响面,本文依次予以了全局优化和跳飞优化,其中跳飞优化是在全

局优化的基础上进行的.

3.1 全局优化

全局优化主要是以旋翼机的换算生产率和重量效率为目标函数,以飞行性能和能否实现跳跃式起飞为约束函数,以基于六西格玛设计的改进遗传算法多目标优化旋翼机推/升力系统参数.这些系统参数为螺旋桨半径 R_p ,螺旋桨转速 n_p ,发动机输出轴功率 P ,旋翼半径 R_r ,旋翼实度 σ 和巡航状态桨尖速度 ΩR_r 等.

本文在改进的遗传算法基础上结合 Pareto 概念,引入模糊理论,增加群体排序、小生境技术、精英保存策略进行多目标优化的,并在确定性优化设计基础上引入六西格玛设计,提高了优化结果的可靠性和鲁棒性^[5-7].

设计总要求给定 1 450 kg 起飞重量 G_w ,有效载荷 400 kg,最大速度 240 km/h,航程 500 km,航时 3 h,升限 5 000 m,本文对上述系统参数进行了多目标遗传算法优化设定个体编码串长度为 48,遗传算法控制参数群体规模 N 为 120、自适应交叉概率 P_c 范围为 0.4~0.9、自适应变异概率 P_m 范围为 0.001~0.1 和更新进化代数 G 为 60.基于六西格玛设计的多目标优化数学模型表示如下:

设计变量: $X= (R_r, \sigma, \Omega R_r, P, R_p, n_p)^T; X \in R^n$

目标函数: $\text{Max. } \mu_{Rt}(X) - \sigma_{Rt}(X)$;

R_t 为换算生产率和重量效率分目标函数

$$R_{t1}(X) = (K_v \cdot G_{xy} \cdot V_c \cdot L_{\max}) / G_{ry} + M_1 \sum_{k=1}^n [G_k(X)] + M_2 \quad (17)$$

$$R_{t2}(X) = (G_{xy} + G_{ry}) / G_w + M_1 \sum_{k=1}^n [G_k(X)] + M_2 \quad (18)$$

式中 K_v 为速度系数, G_{xy} 为有效载荷, V_c 为巡航速度, $L_{\max}$ 为最大航程, G_{ry} 为燃油重量, $G_k(X)$ 为罚函数.约束条件为:

$$\begin{cases} y_{k1} + 6\sigma_{gk} \leq \mu_{gk}(X) \leq y_{k2} - 6\sigma_{gk}, k = 1, 2, \dots, n \\ a + 6\sigma_{xt} \leq \mu_{xt} \leq b - 6\sigma_{xt}, x_t \in X, t = 1, 2, \dots, 6 \end{cases} \quad (19)$$

其中 $g_k(X)$ 为约束函数, a, b, y_{k1} 和 y_{k2} 为取值范围. μ 和 σ 分别是所对应的参数或函数值的期望和标准差,其下标表示所对应的函数.

本文多目标优化设计具体步骤如下框图:

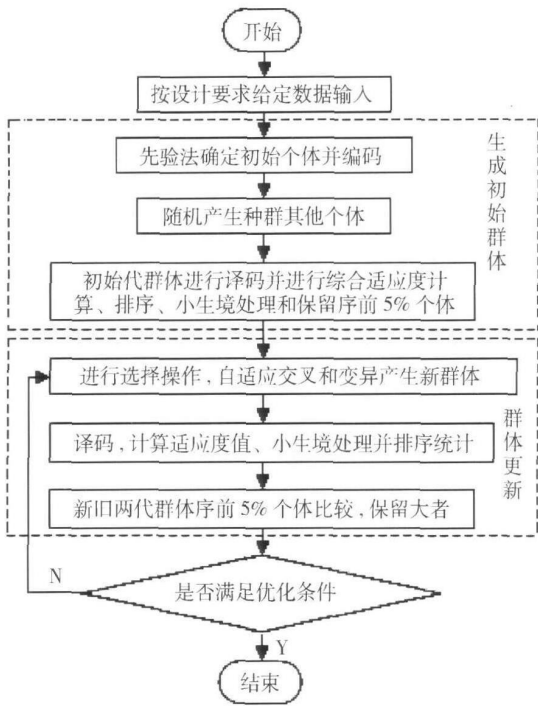


图 5 多目标优化流程框图

Fig. 5 Flow chart of multiobjective optimization

优化结果如表 1 所示, 表中最优解集的 3 个 Pareto 非劣解都满足跳飞要求, 各性能和参数可靠率 $P_r^{[5]}$ 都达到 99.999 999 8%. 从表中数据可以看出, 经遗传算法和六西格玛设计优化后的各设计参数协调了系统设计中相互矛盾和制约的因素, 使旋翼机飞行性能均满足了设计总要求, 总体性能最优且可靠性高. 本文定义多目标平均值为满意度函数, 在可行解集里确定出一个作为最终设计参数组, 即(6.4; 0.034 8; 173; 283; 1.092; 2 650). 经过全局优化, 得到了满足总体设计要求的这六个推/ 升力系统参数的最佳组合.

3.2 跳飞性能优化

对螺旋桨最大推力、旋翼轴后倒角、旋翼最大预转速、起飞总距和旋翼转动惯量等参数进行组合优化设计既可改善跳飞性能, 又可减少飞行员操纵负荷.

在全球优化中已确定了 R_r , φ , ΩR_r , P , R_p , n_p 等系统参数, 本文在此基础上根据研制要求, 以跳飞性能优化来确定旋翼桨叶转动惯量 I_e 、桨轴后

表 1 多目标全局优化设计结果

Table 1 Results of general multiobjective optimization

序号	最优解集 X	性能					目标函数		
		最大速度/ (km/h)	最小速度/ (km/h)	最大爬升/ 率(m/s)	使用升限/ m	航程/ km	航时/ h	换算 生产率	重量 效率
1	(6.24, 0.034 2, 172, 298, 1.12, 2 560)	255	61	5.88	6 200	502	3.06	222 502	0.396 2
2	(6.6, 0.033, 174, 271, 1.098, 2 610)	241	63	4.88	5 550	529	3.26	223 751	0.398 3
3	(6.4, 0.034 8, 173, 283, 1.092, 2 650)	247	62	5.14	5 750	519	3.18	226 533	0.395 9

倒角 δ 、旋翼最大预转速 N_r 、起飞总距 θ 等其它系统参数. 基于六西格玛的改进遗传算法, 以跳飞过程时间和高度为优化目标, 以跳飞过程中水平速度 V_x 、水平距离、垂向速度 V_y 、垂向距离和旋翼转速以及过载系数为约束条件, 以(N_r ; δ ; I_e ; θ) 为变量进行多目标优化设计, 优化方法和流程同 3.1 节. 优化结果排序前 2 位的分别为 X_1 (253; - 4.78; 983; 6.12)、 X_2 (252; - 4.77; 916; 6.5), 对应的跳飞轨迹、跳飞性能如图 6, 多目标优化过程如图 7. 图 6 中还给出了单目标跳飞最高 A (248; 1.95; 970; 6.5) 和时间最短 B (234; -

6; 969; 6.03) 的参数组性能曲线. 由图看出, 如果需要跳飞过程最短, 可以选择 B; 如果想跳飞爬升高度最大, 则应该选择 A. 选 X_1 和 X_2 则两目标都较优, 经过跳飞性能优化设计确定参数组, 飞行员可以按照自己的飞行需要, 以最小的操纵负荷进行起飞.

4 结 论

通过发动机驱动旋翼预转以能量转换方式实现跳飞, 靠发动机带动螺旋桨转动产生前进推力、旋翼受相对气流吹动而自转产生升力实现定常飞

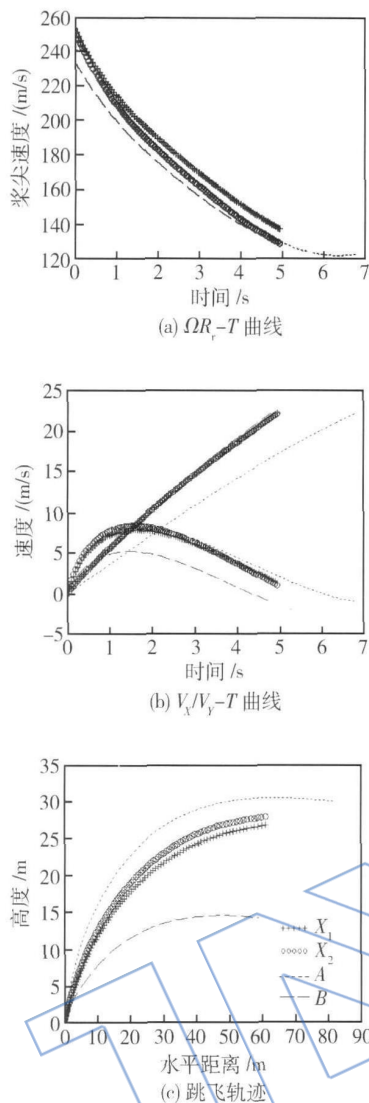


图6 优化后跳飞轨迹及性能

Fig. 6 Performance curves and trajectories of jump takeoff after optimizing

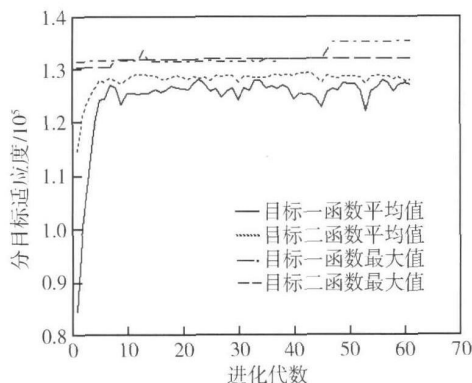


图7 优化进程

Fig. 7 Optimization course

参数特性并进行了多目标优化设计, 主要得出以下结论:

(1) 基于叶素理论和动态入流理论, 采用数值积分的方法, 可以有效地计算出螺旋桨推力和旋翼的升阻力;

(2) 推/升力系统参数是确定旋翼机飞行动力学模型的基础, 采用进化算法对这些参数进行多目标优化可以最佳地协调总体方案和系统设计中相互矛盾、制约的因素, 优化结果最大满足了旋翼机飞行性能和跳飞性能设计要求;

(3) 改进的遗传算法多目标优化结合六西格玛设计使优化结果更有效可靠, 鲁棒性更好。

参考文献:

- [1] Leishman J G. Development of the autogiro: a technical perspective [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 765-781
- [2] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 75-81.
LIU Peiqing. Screw propeller principles and their applications[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006: 75-81.
- [3] Peters D A, Ha Q N. Dynamic inflow for practical applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 64-66.
- [4] Hollmann M. Modern gyroplane design [M]. Monterey: [s. n.], 1992, 9-14.
- [5] Lee S W, Kwon O J. Robust airfoil shape optimization using design for six sigma[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(3): 843-846.
- [6] 崔逊学. 多目标进化算法及其应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 242-247.
CUI Xunxue. Multiobjective evolutionary algorithms and their applications[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2006: 242-247.
- [7] 冯秋红, 刘全坤, 胡龙飞. 基于多目标优化的扁挤压筒结构设计[J]. 中国机械工程, 2006, 17(17): 1850-1853.
FENG QiuHong, LIU QuanKun, HU LongFei. Structural design of flat extrusion container based on multi objective optimization[J]. Journal of Chinese Mechanical Engineering, 2006, 17(17): 1850-1853.

行, 是旋翼机不同于直升机和定翼飞机所特有的工作方式. 本文通过研究分析旋翼机推/升力系统