

创新 交流 合作 发展

第二十六届全国直升机年会
学术论文集
(下册)

中国航空学会
直升机分会

二〇一〇年八月

V2-53/1004(26)-B1



NUAA2010074842

V2-53
1004(26)-B1

第二十六届全国直升机年会

学术论文集

8月21日——8月24日

中国 西安



中国航空学会

直升机分会

二〇一〇年八月

2010074842

直升机总体多学科设计优化

彭名华 张呈林

(南京航空航天大学旋翼动力学重点实验室, 江苏, 南京, 210016)

摘 要: 本文研究多学科设计优化在直升机总体设计中的应用, 首先分析了直升机总体多学科设计优化研究现状和问题, 然后通过集成与直升机总体设计相关的飞行性能、重量、操纵稳定性和经济性学科分析模型, 得到直升机总体多学科设计优化模型, 同时利用 iSIGHT 软件集成直升机各学科分析程序, 建立起基于多学科可行方法的直升机总体多学科设计优化系统, 最后以 UH-60A 直升机为算例, 验证了直升机总体多学科设计优化的可行性和有效性。

关键词: 直升机总体设计; 多学科设计优化; 多学科可行法

1. 引言

现代直升机设计所涉及到的工程学科越来越多, 各个学科之间互相耦合、相互影响; 同时各个学科的分析模型和方法也在不断发展, 出现了许多高精度的分析模型和功能强大的分析工具, 而在直升机设计中使用这些分析模型和分析工具往往导致分析计算越来越复杂、工作量越来越大; 并且随着现代直升机的设计规模变得越来越大, 涉及到的设计人员和组织机构越来越多, 使用的分析工具和设计平台各不相同, 在综合设计时必然会带来信息交换、协调和集成等管理复杂性问题。为了解决上述问题, 20 世纪 80 年代后期, 航空设计领域兴起了一种新的设计方法——多学科设计优化 (Multidisciplinary Design Optimization, MDO)^[1]。多学科设计优化是一种通过充分探索和利用工程系统中相互作用的协同机制来设计复杂系统和子系统的理论, 其目的是通过充分利用各个学科之间的相互作用所产生的协同效应, 获得整体最优方案^[2]。MDO 应用高精度分析模型来提高设计的可信度, 通过采用并行设计来缩短设计周期, 通过考虑学科之间的相互耦合来挖掘设计潜力, 通过系统的高度集成来实现飞行器设计自动化, 通过多学科的综合来提高设计可靠性, 并降低研制成本, 从而使研制出的产品更具有竞争力。近年来多学科设计优化研究已经取得了巨大的进步, 产生了很大的效益, 特别在飞行器设计中的应用已经获得广泛重视^[3, 4]。

2. 直升机总体多学科设计优化研究现状和问题

由于直升机总体参数对直升机飞行性能、操纵稳定性、部件重量和成本等都有直接的影响, 这些参数和性能又涉及到空气动力学、飞行力学、动力学、结构强度、经济性等多个学科, 而这些学科之间互相耦合、相互影响, 因此需要对总体参数进行多学科综合协调和权衡才能获得全局最优的直升机总体设计方案, 所以直升机总体设计是典型的多学科设计优化问题。多学科设计优化是实现直升机综合设计最有效的技术途径, 通过集成多个与总体设计相关的高精度学科分析模型, 充分分析和利用各学科之间的协同效应, 可以设计出综合效能更好、全寿命周期成本更低的直升机, 同时也能有效的缩短直升机研制周期, 提高设计质量, 因而在直升机总体设计中采用多学科设计优化方法是直升机总体设计发展的必然方向。

直升机总体设计基本还处于传统的总体参数优化阶段, 采用的是第一代多学科设计优化体系结构——集成分析和优化, 其学科分析模型较简单, 主要的学科是飞行性能、机动性和重量等, 研究得比较多的国外直升机总体综合设计系统有 VASCOMP^[5]、HESCOMP^[6]和 GTPDP^[7]等。2000 年 Georgia Institute of Technology 进行了基于第二代多学科设计优化体系结构的直升机总体多学科设计优化初步研究, 通过利用响应面代理模型集成各个分布的学科精确分析模型, 形成分布式分析的直升机总体多学科优化设计系统^[8]。2006 年 Khalid^[8] 进行了多学科设计优化在直升机初步设计中应用的研究, 通

过集成用于直升机初步设计中的各个学科计算机分析程序和设计工具,形成适合直升机初步设计的多学科设计优化模型,通过协同优化方法进行多学科优化设计模型的求解,研究表明多学科设计优化能较好的提高直升机初步设计质量。

上世纪九十年代以来国内进行了许多 MDO 理论和应用研究。余雄庆^[2]全面分析了 MDO 相关技术,研究了并行子空间优化算法,并应用于电动无人飞机的一体化设计。陈小前^[9]进行了基于响应面的多学科设计优化方法研究,并应用于飞行器概念设计中。胡峪^[10]提出了子空间近似优化算法,并将其运用于微型飞机的总体设计优化中。黄俊^[11]等全面分析了多学科设计优化方法在飞机总体设计的应用。国内直升机总体设计优化方面,80 年代南航林国梁、郭才根^[12]等进行了直升机总体参数的优化设计研究,但未开展直升机总体多学科设计优化方面相关的研究。

综上所述,可以看出进行直升机总体多学科设计优化需要解决的主要关键技术问题有:

(1)建立适合直升机总体设计的各个学科的高精度分析模型,特别是总体设计关注的全寿命周期成本,综合效能等学科分析模型,同时需要分析学科之间耦合关系,建立起直升机总体多学科设计优化框架。

(2)研究如何采用代理模型以解决多学科计算复杂度问题。

(3)发展适合直升机总体多学科设计优化模型求解的多学科设计优化算法。

3. 直升机总体多学科设计优化模型

本文直升机总体多学科设计优化主要考虑直升机飞行性能、重量、操纵稳定性和经济性四个工程学科的设计要求,因此建立的直升机总体多学科设计优化模型包括直升机性能、重量、操纵稳定性和经济性四个学科,各个学科分析模型的输入参数包括设计变量、状态变量和固定参数,输出参数包括设计目标、约束和状态变量,各学科模型输入输出参数如下:

(1) 直升机重量学科分析模型: 其输入输出参数如表 1 所示:

表 1 直升机重量分析模型输入输出参数表

设计变量	$x_1 = \{W_0, r, \sigma, e, \Omega R, r_T, \Omega R_T, l, S_h, S_v\}$
其它学科输入的状态变量	$y_{1j} = \{\text{无}\}$
输出参数	$y_1 = \{W_e, W_1 \sim W_9, M_b, I_b, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, k\}$

其中: W_0 为直升机总重, r 为旋翼半径, σ 为旋翼实度, e 为旋翼挥舞铰偏置量, ΩR 为旋翼桨尖速度, r_T 为尾桨半径, ΩR_T 为尾桨桨尖速度, l 为主尾桨间距, S_h 为平尾面积, S_v 为垂尾面积; W_e 为直升机空机重量, $W_1 \sim W_9$ 为直升机采购成本分析所需的各部件重量, M_b 为桨叶绕挥舞铰质量矩, I_b 为桨叶绕挥舞铰惯性矩, I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 、 I_{xy} 分别为直升机绕各轴的惯性矩和惯性积, k 为直升机重量效率,是本学科的优化目标。

(2) 直升机飞行性能学科分析模型: 其输入输出参数如表 2 所示:

表 2 直升机飞行性能分析模型输入输出参数表

设计变量	$x_2 = \{W_0, r, \sigma, \Omega R, r_T, \sigma_T, \Omega R_T, l, \delta_T, W_{MR0}, V_{max0}, H_{sev0}, V_{f0}, V_{cr0}, L_0, H_{oge0}, V_{\perp0}\}$
其它学科输入的状态变量	$y_{2j} = \{W_e\}$
输出参数	$y_2 = \{Ps, V_{max}, H_{oge}, H_{ige}, V_{\perp}, H_{sev}, V_f, V_{cr}, L, T, Q, W_{MR}\}$

其中: σ_T 为尾桨实度, δ_T 为尾桨轴斜倾角, W_{MR0} 、 V_{max0} 、 H_{sev0} 、 V_{f0} 、 V_{cr0} 、 L_0 、 H_{oge0} 、 $V_{\perp0}$ 分别为直升机任务载荷、最大平飞速度、使用升限、最大前飞爬升率、巡航速度、最大航程、无地效悬停升限和最大垂直爬升率的设计要求值; Ps 为直升机单位总重飞行生产率,是本学科的优化目标, V_{max} 、 H_{oge} 、 H_{ige} 、 $V_{\perp}$ 、 H_{sev} 、 V_f 、 V_{cr} 、 L 、 T 、 W_{MR} 分别为直升机最大平飞速度、无地效悬停升限、有地效悬停升限、最大垂直爬升率、使用升限、最大前飞爬升率、巡航速度、最大航程、最大续航时间和任务

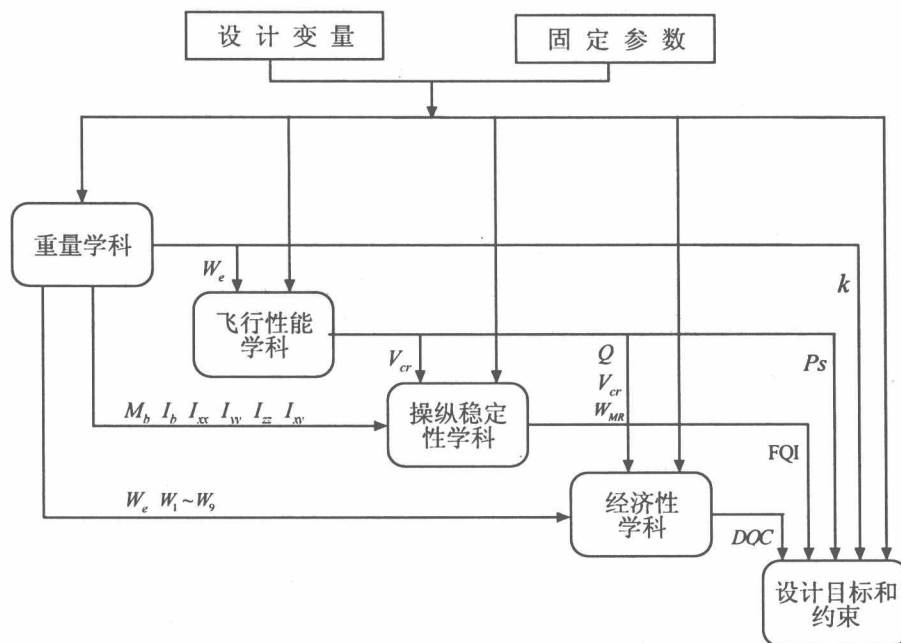
(3) 直升机操纵稳定性学科分析模型: 其输入输出参数如表 3 所示:

设计变量	$x_3 = \{W_0 \ r \ \sigma \ e \ \Omega R \ \delta \ x_m \ y_m \ r_T \ \sigma_T \ \Omega R_T \ \delta_T \ l$ $h_T \ S_h \ \lambda_h \ \vartheta_h \ l_h \ S_v \ \lambda_v \ \vartheta_v \ \vartheta_{sw} \ i_{\vartheta_l} \ i_{A_l} \ i_{B_l} \ i_{\vartheta_T}\}$
其它学科输入的状态变量	$y_{3j} = \{V_{cr} \ M_b \ I_b \ I_{xx} \ I_{yy} \ I_{zz} \ I_{xy}\}$
输出参数	$y_3 = \{FQI \ \omega_{ph} \ \text{Re}(\lambda_p) \ \text{Re}(\lambda_{dh})$ $\text{Re}(\lambda_d) \ \tau_{sh} \ \text{Re}(\lambda_s) \ \mathcal{G}_{hov} , \mathcal{G}_{cru} \}$

(4) 直升机经济性学科分析模型: 其输入输出参数如表 4 所示:

设计变量	$x_1 = \{W_0 \ r \ \sigma \ e \ \Omega R \ r_T \ \Omega R_T \ l \ S_h \ S_v\}$
其它学科输入的状态变量	$y_{4j} = \{W_e \ W_1 \sim W_9 \ Q \ V_{cr} \ W_{MR}\}$
输出参数	$y_4 = \{P_r \ DOC \ DOR\}$

通过分析各个学科模型状态变量之间的耦合关系,可以得到如图 1 所示的直升机总体多学科设计优化模型的数据流程图:



根据上述四个学科模型输入参数,集中各个学科的设计变量,可以得到直升机总体多学科设计优

化模型的设计变量 X ，其总共为 34 个。

$$X = \{W_0, r, \sigma, e, \Omega R, \delta, x_m, y_m, r_T, \sigma_T, \Omega R_T, \delta_T, l, h_T, S_h, \lambda_h, \mathcal{G}_h, l_h, S_v, \lambda_v, \mathcal{G}_v, i_{\mathcal{G}_T}, i_{A_1}, i_{B_1}, i_{\mathcal{G}_T}\}$$

直升机总体多学科设计优化模型的约束为飞行性能学科和操纵稳定性学科各自的局部设计约束：对于飞行性能学科，其约束为各项飞行性能不低于设计要求值；对于操纵稳定性学科，其约束反映直升机操纵特性各个操纵响应，包括悬停时纵向操纵响应 $\mathcal{G}_{lh}$ 、横向操纵响应 γ_{lh} 、航向操纵响应 ψ_{lh} 及总距操纵响应 V_{yss} ，巡航时纵向操纵响应 $\mathcal{G}_{lc}$ 、滚转操纵效率 t_{30} 和航向操纵响应 ψ_{lc} ，以及短周期运动模态 λ_{sp} 和巡航滚转模态 λ_r 。

通过以上分析，本文建立了如下的直升机总体多学科设计优化模型：

$$\text{Minimize:} \quad F(X) = [-k, -Ps, FQI, DOC]$$

S.T: 飞行性能学科:

$$V_{max} \geq V_{max0} \quad H_{oge} \geq H_{oge0} \quad H_{ige} \geq H_{ige0}$$

$$V_{\perp} \geq V_{\perp0} \quad H_{sev} \geq H_{sev0} \quad V_{cr} \geq V_{cr0} \quad L \geq L_0$$

$$T \geq T_0 \quad V_f \geq V_{f0} \quad W_{MR} \geq W_{MR0}$$

操纵稳定性学科:

$$GJB(\lambda_{sp}) = 1 \quad GJB(\lambda_r) = 1$$

$$GJB(\mathcal{G}_{lh}) = 1 \quad GJB(\gamma_{lh}) = 1 \quad GJB(\psi_{lh}) = 1 \quad GJB(V_{yss}) = 1$$

$$GJB(\mathcal{G}_{lc}) = 1 \quad GJB(t_{30}) = 1 \quad GJB(\psi_{lc}) = 1$$

$$X = \{W_0, r, \sigma, e, \Omega R, \delta, x_m, y_m, r_T, \sigma_T, \Omega R_T, \delta_T, l, h_T, S_h, \lambda_h, \mathcal{G}_h, l_h, S_v, \lambda_v, \mathcal{G}_v, i_{\mathcal{G}_T}, i_{A_1}, i_{B_1}, i_{\mathcal{G}_T}\}$$

4. 算例分析

本文首先根据运输直升机的任务特点，通过对运输效能和费用的分析，以效费比作为衡量直升机的可负担性指标，建立起面向可负担性设计的运输直升机总体设计综合评价准则，作为直升机总体多学科设计的优化目标；然后以 UH-60A 通用运输直升机总体优化设计为算例，利用 iSIGHT 多学科设计优化集成软件平台，根据上节的直升机总体多学科设计优化模型，集成直升机飞行性能、重量、操纵稳定性和经济性分析程序，建立直升机总体多学科设计优化系统，进行 UH-60A 直升机总体多学科设计优化。

4.1 面向可负担性设计的运输直升机总体设计综合评价准则

随着直升机经济性变得越来越重要，特别是在总体设计中考虑直升机全寿命周期费用，直升机设计模式从“面向性能设计”转变为“面向可负担性和质量设计”，直升机的总体设计评价准则也发生了改变，除了考虑直升机的使用效能，还要考虑为这些使用效能所付出的费用，出现了以效费比为指标的直升机可负担性评价准则，通过对直升机的效能和费用进行统筹和权衡，从而选择费用低效能高的直升机总体设计方案。

本文根据运输直升机的特点，选择直升机重量效率 k 、单位总重飞行生产率 Ps 和直升机操纵稳定性指数 FQI 作为反映运输直升机使用效能的指标，对其无量纲化，然后通过线性加权求和方法建立起直升机运输效能指标 EI ，其值越大表示直升机的运输效能越高，其表达式如下所示：

$$EI = we_1 \frac{k}{k_0} + we_2 \frac{Ps}{Ps_0} + we_3 \frac{FQI_0 - FQI}{FQI_0}$$

$$\text{其中: } \sum_{i=1}^3 we_i = 1, we_i \geq 0$$

0 下标项表示对应项的基准值， we_i 为权系数，表示各指标的相对重要程度。

本文的费用指标 CI 为直升机单位小时飞行费用 DOC ，进行无量纲化，如下：

$$CI = \frac{DOC}{DOC_0}$$

则反映直升机可负担性的效费比指标 ECR 如下:

$$ECR = \frac{EI}{CI} = \frac{we_1 \frac{k}{k_0} + we_2 \frac{Ps}{Ps_0} + we_3 \frac{FQI_0 - FQI}{FQI_0}}{\frac{DOC}{DOC_0}}$$

ECR 值越大, 表明直升机的运输效能越高, 使用成本越低。

4.2 基于多学科可行方法的直升机总体多学科设计优化系统

iSIGHT 多学科设计优化集成软件平台提供了一个进行多学科设计优化的计算环境, 它能够集成不同分析程序和仿真设计软件, 提供多种分析设计工具和优化搜索算法, 可以快速高效的进行多学科设计优化^[13]。针对直升机总体多学科设计优化模型, 本文利用 iSIGHT 集成软件平台, 根据多学科可行方法的优化计算流程, 集成直升机飞行性能、重量、操纵稳定性和经济性分析程序, 建立起基于多学科可行方法的直升机总体多学科设计优化系统。

多学科可行 (Multidisciplinary Feasible, MDF) 方法是解决多学科优化设计问题的最基本方法, 通常把它的优化结果作为基准解, 用来验证和分析各种多学科设计优化方法的有效性。对于给定的设计变量, 通过系统分析, 获得满足学科一致性的设计方案, 从而得到优化问题的目标和约束值, 然后采用优化算法进行优化设计, 其优化过程与单学科优化过程相同。

根据MDF方法的计算流程, 采用iSIGHT集成直升机飞行性能、重量、操纵稳定性和经济性分析程序, 得到如图2所示的基于MDF方法的直升机总体多学科设计优化系统:

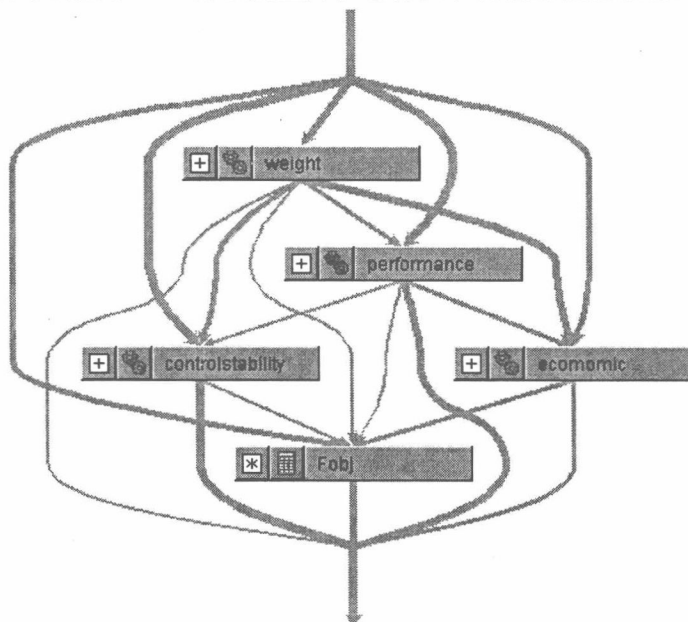


图2 基于 MDF 方法的直升机总体多学科设计优化系统

4.3 优化结果与分析

本文以反映直升机可负担性的效费比指标 ECR 作为直升机总体多学科设计优化的目标函数, 采用MDF方法进行优化求解, 优化结果如表5所示。从优化结果可以看到, UH-60A的运输效能从0.7提高到1.8271, 即其飞行生产率 and 操纵稳定性得到提高, 经济性指标从1降到0.992, 即其采购费用和单位小时飞行费用有一定的降低, 从而整个费效比从0.7提高到1.8418, 使得其全机的总体效能得到提高, 同时降低成本, 获得更好的总体设计方案。

表5 UH-60A多学科优化结果

	优化目标	UH-60A	MDF	单位
重量效率	k	0.361	0.36	
单位总重飞行生产率	Ps	42.425	43.308	(km/h)
悬停时的机身俯仰角的绝对值	$ \mathcal{G}_{hov} $	1.88	1.82	(度)
巡航时的机身俯仰角的绝对值	$ \mathcal{G}_{cru} $	3.89	2.11	(度)
纵向悬停振荡模态的频率	ω_{ph}	0.355	0.3336	
长周期模态特征根实部	$\text{Re}(\lambda_p)$	0.0951	-0.00459	
横航向悬停振荡模态特征根实部	$\text{Re}(\lambda_{dh})$	-0.027	-0.02914	
悬停螺旋模态的时间常数	τ_{sh}	2.2632	1.8003	(秒)
荷兰滚模态特征根实部	$\text{Re}(\lambda_d)$	-0.3428	-1.0629	
巡航螺旋模态特征根实部	$\text{Re}(\lambda_s)$	-0.04462	-0.06446	
直升机操纵稳定性指数	FQI	0.2	-0.58959	
直升机采购费用	P_r	5123422.61	5247427.4	(\$)
单位小时飞行费用	DOC	1474.77	1462.97	(\$/h)
运输效能指标	EI	0.7	1.8271	
经济性指标	CI	1	0.992	
效费比	ECR	0.7	1.8418	

图3 为采用 MDF 方法优化过程中直升机费效比指标的迭代历程

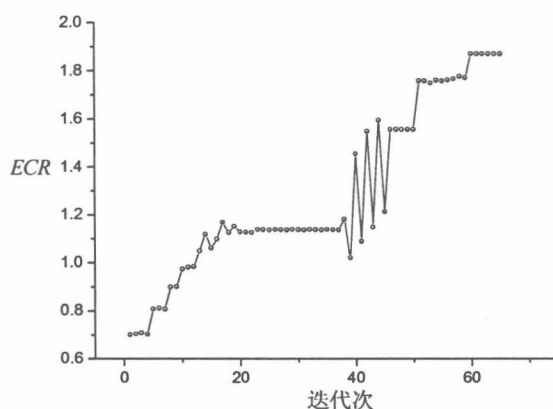


图3 MDF 优化费效比的迭代历程

5. 总结

本文分析了直升机总体多学科设计优化研究的现状和关键技术问题,然后分别建立直升机飞行性能、重量、操纵稳定性和经济性分析模型和面向可负担性设计的运输直升机总体设计综合评价准则,分析了学科间耦合关系,确定各学科设计变量、参数和优化目标,集成各学科分析模型,最终形成初步的直升机总体多学科设计优化模型。同时利用 iSIGHT 软件集成直升机各学科分析程序,建立起基于多学科可行方法的直升机总体多学科设计优化系统,并以 UH-60A 直升机为算例,进行了直升机总体多学科设计优化。结果表明本文建立的直升机总体多学科设计优化系统可以有效的应用于直升机总体参数优化设计,能够利用各学科之间的协调效益,选择满足各学科设计要求、高效能低费用的综合最优的直升机总体方案。

通过本文研究,直升机总体设计从仅考虑直升机飞行性能和重量学科设计要求发展到考虑飞行性

能、重量、操纵稳定性和经济性学科及其相互间耦合影响,从仅优化总重和旋翼等少数几个总体参数发展到优化包括重量、旋翼、尾桨、平尾、垂尾、气动布局和总体布局参数等更为全面的总体参数,从而获得更为详细和完善的最优总体设计方案,大大拓宽了直升机总体优化研究内容;同时本文研究为多学科设计优化在直升机总体设计中的应用进行初步的探索和尝试,从而提升直升机总体综合设计水平,为我国直升机新机研制提供理论和技术储备。

参考文献

- [1]. AIAA White Paper. Current State of the Art: Multidisciplinary Design Optimization. AIAA Technical Committee for MDO, Washington, D.C., Sept. 1991.
- [2]. 余雄庆. 多学科设计优化算法及其在飞机设计中的应用研究. 博士论文, 南京: 南京航空航天大学, 1999.
- [3]. Sobieszczanski-Sobieski J, Haftka R T. Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments. AIAA Paper 96-0711, Jan. 1996.
- [4]. Joseph P Giesing, Jean-Francois M Barthelemy. A Summary of Industry MDO Applications and Needs. AIAA Paper 98-4737.
- [5]. VASCOMP User's Manual, October 1990.
- [6]. HESCOMP User's Manual, October 1979.
- [7]. Schrage, D.P., Mavris, D.N. Wasikowski, M. GTPDP: A Rotary Wing Aircraft Preliminary Design and Performance Estimation Program Including Optimization and Cost. AHS Forum, 1986.
- [8]. Khalid Adeel S. Development and Implementation of Rotorcraft Preliminary Design Methodology using Multidisciplinary Design Optimization. Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, March 2006.
- [9]. 陈小前. 飞行器总体优化设计理论与应用研究. 长沙: 国防科学技术大学研究生院, 2001.10.
- [10]. 胡峪. 飞机多学科设计优化及其应用研究. 博士论文, 西安: 西北工业大学, 2001.6.
- [11]. 黄俊, 武哲, 孙惠中等. 飞机总体优化设计的新进展. 航空学报. 2000, 11 Vol. 26, No. 6, pp:481~487.
- [12]. 林国梁、郭才根. 计算机辅助设计在直升机总体方案设计上应用. 南京航空学院学报, 1985 年, 第 3 期.
- [13]. <http://www.engineous.com/index.htm>

Helicopter Conceptual/Preliminary Multidisciplinary Design Optimization

Peng Ming-hua, Zhang Cheng-lin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The application of Multidisciplinary Design Optimization (MDO) to helicopter conceptual/preliminary design is researched in the paper. Firstly the status and problem of helicopter conceptual/preliminary multidisciplinary design optimization are analysed. Then Based on the establishment of the helicopter flight performance, weight, stability and control and economic analysis model, the helicopter conceptual/preliminary multidisciplinary design optimization model is set up. Using the iSIGHT software integrate helicopter various disciplines analytical procedures, the helicopter conceptual/preliminary multidisciplinary design optimization system based on multidisciplinary feasibility method is established. Finally The UH-60A helicopter conceptual/preliminary multidisciplinary design optimization is investigated. The results show that the overall helicopter multidisciplinary design optimization system can be effectively applied to optimize the helicopter design parameters.

Key words: helicopter conceptual/preliminary design; multidisciplinary design optimization; multidisciplinary feasible

某无人共轴直升机旋翼桨毂设计

王君¹ 潘永生² 李鹏²

(1 中航工业哈飞公司, 2 海军驻哈尔滨地区航空军代室, 哈尔滨市 150066)

摘 要: 桨毂是直升机上联结桨叶和旋翼轴的部件, 它受力复杂, 不但要承受从桨叶传来的很大的离心力, 还在桨叶挥舞和摆振时承受较大的交变载荷。在设计桨毂时要求桨毂有较好的强度和刚度, 且还要满足一定的疲劳要求。本设计中采用三维实体造型软件 CATIA 完成, 部件设计的内容包括设计、校核、标准件的选择和重要零部件的强度计算。

关键字: 共轴, 无人直升机, 桨毂, 设计

1. 引言

直升机具有任意方向机动飞行、悬停和垂直起降的特点, 因此在军事、民用以及学术研究方面都有着很大的应用前景。而无人直升机的飞行操作是在地面完成的, 即使发生飞行意外也不会造成人员直接伤亡, 非常适合代替有人直升机去完成一些危险的任务。目前国外的无人直升机的研究已经有了很大的进展, 但国内这方面的研究尚处于起步阶段, 这就为我们的设计提供了现实意义。

2. 共轴无人直升机旋翼桨毂设计方案

共轴式双旋翼直升机, 即两个旋转方向相反的旋翼安装在同一轴线上, 因此, 反扭矩相互平衡。在各种直升机的结构布局中共轴双旋翼以其结构紧凑, 在相同载重条件下有较小的旋翼直径和桨盘载荷, 所以有很高的制造工艺性和使用经济性。

直升机旋翼一般由发动机带动旋转。旋翼在空气中旋转, 给周围空气施以作用力矩, 因而空气也以大小相等、方向相反的反力矩作用于旋翼, 继而通过桨毂传到机体上。本桨毂结构主要由变距轴, 变距壳体, 变距摇臂, 阻尼橡胶滚等组成。在设计时对结构进行了详细的力学分析, 考虑了桨毂所受动载荷的主要特性, 采用了动力学的设计思想。同时考虑到系统的疲劳可靠性, 对结构上的一些细节进行了精心处理。

3. 共轴无人直升机旋翼桨毂设计

3.1 旋翼桨毂构造特点

桨叶通过桨毂与旋翼轴相连接, 作用在桨叶上的载荷都要通过桨毂传递给旋翼轴及操纵系统再传给机体结构。与桨叶相对比, 桨毂所面临的问题在某些方面是相似的, 但又有其特殊的问题。

桨毂在承受由桨叶传来的巨大离心力的同时, 在挥舞面及摆振面都要承受较大的交变载荷。这样, 桨毂就存在着疲劳问题。桨毂各个铰都必须带有轴承。这些轴承中的大多数都要承受由桨叶传来的极大的离心力。此外, 它们来回的摆动, 工作条件恶劣, 比较容易在座圈滚道上产生局部磨损。由于局部磨损的出现, 会使轴承的摩擦系数加大。磨损到一定程度(如 10μ), 摩擦系数加大 30~40%, 轴承也就不能继续使用了。这也就限制了摆动轴承的寿命。

上述问题只有轴承摆动幅度较小时才比较突出。一般说来, 摆动振幅小于 10° 时上述情况比较突出, 而摆动振幅大于 20° 时, 摆动轴承的特征就不明显了。直升机旋翼桨毂轴承摆动振幅一般都在 10° 以下: 挥舞运动约为 $\pm(4^\circ\sim6^\circ)$, 摆振运动约为 $\pm 1^\circ$, 变距运动约为 $\pm(4^\circ\sim6^\circ)$ 。

为了提高轴承寿命, 除了在轴承构造参数选择上采取措施外, 还要注意保证轴承的润滑与密封。桨毂轴承(特别是轴向铰)一般都采用流动性较好的润滑油, 而不采用脂润滑。轴承组件如密封不好, 则除了润滑油泄漏以外还会由于空气中氧气的进入造成滚道接触区存在强烈的摩擦腐蚀而加速磨损。

桨毂构造设计中还有一个突出的问题就是如何减轻重量。和桨叶不同,桨毂重量减轻并没有其它方面的限制。这样,总的来说,桨毂的主要问题就是如何在保证疲劳强度和轴承运转寿命的条件下做到重量最轻。

3.2 旋翼桨毂的受力及传力

3.2.1 挥舞面里桨毂的受力

桨毂水平铰以外的部分在受力形式上实际和桨叶是一个整体——承受离心力、气动力而又铰支的梁。这一部分桨毂除离心力外还要承受不变及交变的弯矩及切力,而在水平铰处弯矩为零。假如略去桨毂本身的质量力,这一部分的切力就沿展向不变,弯矩呈三角形分布。

对于水平铰以内的部分,每一个支臂都是在水平铰处承受一个离心力及一个垂直切力。这个垂直切力的不变部分就等于桨叶的拉力。由于桨叶有各阶谐波的挥舞运动及弹性振动,因此垂直切力也就有各阶谐波的交变部分。但是一般说来交变部分主要是由桨叶一阶谐波的挥舞(桨盘的倾斜)所引起的一阶谐波部分,而强度分析计算也只要考虑这一部分。这部分交变切力的幅值就等于 $N\theta$, N 是离心力, θ 是一阶谐波周期挥舞的幅值,也就是桨盘倾斜角。显然,桨毂水平铰以内部分所受的交变载荷就直接决定直升机的平衡与操纵。

以上讨论的是飞行情况挥舞面的受力情况。对于地面情况(如桨叶撞击下限动块及地面暴风情况等),桨毂就完全如同一个外端受集中弯矩及切力的悬臂梁那样受力了。

3.2.2 旋转面里桨毂的受力

挥舞面受力的分析方法对旋转面也是适用的。需要特别说明的只是垂直铰上切力的不变部分及垂直铰减摆器对交变载荷的影响。

桨叶在气动阻力 Q 的作用下要后摆一个角度,后摆以后 Q 及离心力 N 的合力 R 正好通过垂直铰中心。这个合力 R 也就是垂直铰以内部分所受的载荷。合力 R 又可以分解成径向分量及切向分量 Q' 。 N' 基本上就等于离心力 N ,使垂直铰以内部分受拉,切向分量 Q' 使垂直铰以内部分承受水平切力及弯矩。 Q' 对旋翼中心的力矩就构成了旋翼的反扭矩与发动机传给旋翼的扭矩相平衡。因此如果由直升机能计算已知某一飞行状态旋翼的需用功率,就可以按下式确定切力 Q'

$$Q' = 716.2 \frac{N_{\text{旋翼}}}{n_{\text{旋翼}}} \frac{1}{Kl_{cj}}$$

其中: $N_{\text{旋翼}}$ 旋翼的需用功率(马力)

$n_{\text{旋翼}}$ 旋翼的转速(转/分)

l_{cj} 垂直铰中心到旋翼中心的距离——垂直铰外移量

k 桨叶片数

切向分力 Q' 不仅使桨毂垂直铰以内的部分承受水平弯矩和切力,还会使水平铰滚针轴承受力不均匀,这都是不利的。在桨毂几何参数布置上采取一定措施就可以改善这个情况。假如把水平铰连同中间连接件偏转一个角度 δ_{pi} ,也可以说是把水平铰同中间连接件顺旋转方向前移一个距离 S_{pi} ,偏转后的垂直铰以内部分所受的切力 Q' 就会减少了。

$$Q' = (716.2 \frac{N_{\text{旋翼}}}{n_{\text{旋翼}}} - kN'S_{pi}) / kl_{ci}$$

在设计桨毂时适当的选择水平铰偏置量 S_{pi} (偏置角 δ_{pi})可以做到使某一飞行状态切力 Q' 为零。当然,对于旋翼需用功率不同的其它状态,又会承受切力。对于水平铰与垂直铰重合的桨毂,则在任何飞行情况下水平铰两边的轴承受力总是均匀的。

以上讨论的都是旋转面里载荷的不变部分。旋转面交变载荷和挥舞面不同的特点是由于垂直铰减摆器的存在因而垂直铰处弯矩不等于零。垂直铰处的弯矩也就等于减摆力矩。实际上整个桨叶支臂旋转面弯矩差不多都等于减摆力矩。

3.2.3 铰链力矩对桨毂的作用

桨叶的铰链力矩（还应包括轴向铰中轴承的摩擦力矩或拉扭杆的弹性反力矩）作用在轴向铰外壳上，和自动倾斜器变距拉杆作用在变距摇臂外端的力绕轴向铰轴线的力矩相平衡，铰链力矩中既有不变部分也有交变部分。

3.2.4 桨毂的传力特点

桨毂各部件主要传递弯矩和离心力。除了弯矩和离心力以外，在水平铰处还存在着水平切力，在垂直铰处也还有垂直切力。这样，在水平铰和垂直铰中还必须布置承受轴向力的推力轴承。因此，在垂直铰中布置了耐磨的青铜垫圈来承受轴向力，而在水平铰中布置了一圈滚柱来承受轴向力。

在前面对轴向铰传力的分析中，认为弯矩只是通过一对向心轴承来传递。实际上，在旋翼工作时，推力轴承不仅传递轴向力（离心力），也会传递一部分弯矩——通过推力轴承所受压力的不均匀化来传递。推力轴承参与传递弯矩不仅影响轴承本身的受力，也会影响轴颈的受力情况。轴颈所受的弯矩明显地加大了。

资料介绍推力轴承所传递的弯矩占总弯矩的 25~50%。实际上弯矩传递的比例是个静不定问题：弯矩可以通过两个不同的途径（推力轴承或一对向心轴承）来传递，通过任何一个途径都可以保持平衡。这样，弯矩传递的比例就取决于“刚度”的比例。如果一对向心轴承的间距越小，轴承间隙越大，则它们传递弯矩的“刚度”就越小，推力轴承传递弯矩的比例就要加大。

以上只是桨毂主要元件传力情况的一个粗略的分析，作了很多简化，便于在定性上有所了解。实际上滚针轴承宽度很大，必然以分布载荷的方式传力。

3.3 桨毂样式选择

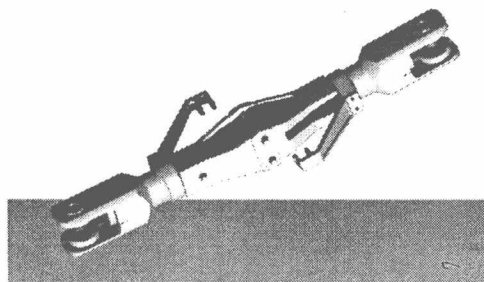
本设计采用跷跷板式旋翼桨毂。每个桨毂上有两片桨叶，两片桨叶与桨毂连成一体，共用一个水平铰，没有垂直铰，仍然有轴向铰。对悬挂式结构为充分利用离心力卸载作用，桨毂设有 2° 的结构预锥角，共用的水平铰比两片桨叶轴线的交点高出一个距离。

3.4 桨毂设计

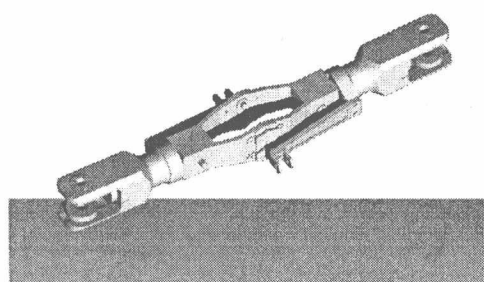
1. 单侧桨毂采用三轴承形式，即单推力轴承承受离心力，两深沟球轴承承受作用在桨毂上的弯矩和径向力。

2. 桨毂中的轴承构成旋翼变矩铰；挥舞铰布置在跷跷板式桨毂的中心位置，依靠橡胶垫构成挥舞铰；摆振铰由位于桨根处的摆振橡胶垫构成。

3. 由于机型为共轴式直升机，其上下桨毂的结构有所不同：上桨毂可以用螺钉直接贯穿轴来加以固定，而下桨毂则不可以通过贯穿整个主轴来固定，只能嵌在外轴上。虽然上下桨毂在尺寸上有所不同，但为了使加工方便和装配及维护容易，上下桨毂的零件大多数是具有互换性的。



上桨毂设计图



下桨毂设计图

3.5 桨毂零件校核

3.5.1 旋翼桨毂主要零件的材料

变矩轴和桨毂销钉及变距轴销钉的材料为 30CrMnSiA，其他零件材料为 LY12CZ。

3.5.2 各零件的强度校核

本机过载系数为+3.5。 $F_{\text{离}} = m\Omega^2 r = 7863N$

旋翼轴的扭矩为 T

$$T = 9550 \frac{P}{n} = 608.75 \text{ N} \cdot \text{m},$$

每个桨毂所受的弯矩是 152.19N·m

假设阻力的作用点位于桨叶距水平铰 2/3 处, 各桨叶受到的阻力为 $F_{\text{阻}} = 123.40 \text{ N}$

3.5.2.1 变距壳体的校核

危险截面主要有: 和桨叶连接的孔的校核; 推力轴承所压的凸台; 两个深沟球轴承所压的截面。

1. 耳片处的孔的校核

两个孔的受力分别为 1401.1N, 6458.9N

校核受力为 6458.9N 的孔

a. 考虑螺栓的剪切强度, $\tau = \frac{4 \times \frac{P}{2}}{\pi d^2} = 41.12 \text{ MPa} < [\tau] = 431.2 \text{ MPa}$

$$\text{剩余强度因子 } \eta = \frac{[\tau]}{\tau} = 10.5$$

b. 考虑挤压强度

受到的挤压力 $P = 6458.9 \text{ N}$, $\sigma = \frac{P}{td} = 99.4 \text{ MPa} < [\sigma] = 286.7 \text{ MPa}$

$$\text{剩余强度因子 } \eta = \frac{[\sigma]}{\sigma} = 2.9$$

2. 凸台的校核

凸台承受离心力, 为环形结构, $\sigma_{\text{max}} = 183.07 \text{ MPa}$, $\tau_{\text{max}} = 39.66 \text{ MPa}$

采用第三强度理论进行校核, 剩余强度因子 $\eta = \frac{[\sigma]}{\sigma_{\text{eq3}}} = 1.44$

3. 变距壳体的校核

变距壳体受到两个轴承传给它的力, 这两力可以平衡阻力和弯矩

$F_{\text{阻}}$ 对旋翼轴产生的弯矩为 152.19N·m, 所以, 有 $F_1 = 2304 \text{ N}$, $F_2 = 2427 \text{ N}$

C 截面是危险截面, 所受弯矩为 138.24 N·m, 对 C 截面进行强度校核

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{M}{W_z} = 22.4 \text{ MPa} \quad \text{剩余强度因子 } \eta = \frac{[\sigma]}{\sigma_{\text{max}}} = 12.8$$

3.5.2.2 变距轴校核

1. 对受力截面 1 进行校核

截面 1 距旋翼轴 47mm, $M = 146.358 \text{ N} \cdot \text{m}$, $\sigma_{\text{max}}^M = \frac{M}{W_z} = 186.4 \text{ MPa}$

由于离心力作用而产生的应力 $\sigma_F = \frac{F}{A} = 25.0 \text{ MPa}$

$$\therefore \sigma = \sigma_{\text{max}}^M + \sigma_F = 211.4 \text{ MPa} \quad \eta = \frac{[\sigma]}{\sigma} = 3.4$$

依同样计算方法, 受力截面 2 为 $\sigma = 179.6 \text{ MPa}$, $\eta = 4.0$; 受力截面 3 为 $\sigma = 204.6 \text{ MPa}$, $\eta = 3.5$ 。

2. 耳片孔处受力

由于弯矩作用引起的作用力 $R=15090.9\text{N}$

由于离心力作用引起的作用力 $F=3932\text{N}$, 下孔壁受到 19023N 的力

a. 考虑挤压强度时 $\sigma = \frac{P}{td} = 146.3\text{MPa}$ $\therefore \eta = \frac{[\sigma]}{\sigma} = \frac{718.7}{146.3} = 4.9$

b. 考虑对螺栓的剪切强度时 $\tau = \frac{4P}{\pi d^2} = 60.6\text{MPa}$ $\eta = \frac{[\tau]}{\tau} = 7.1$

3. 对螺栓 M10, GB/T 5782-2000 的校核

在最大弯矩 $145.296\text{N}\cdot\text{m}$ 下, 螺栓在该截面的应力为 $W_z = \frac{\pi d^3}{32} = 785\text{mm}^3$

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{W_z} = 185.1\text{MPa} \quad \eta = \frac{[\sigma]}{\sigma} = 3.9$$

3.5.2.3 销钉的校核

1. 上桨毂贯穿桨毂和主轴的螺栓校核

在水平面内, 销钉的危险截面为其中点, 在俯视平面内, 销钉的受力与在水平面内的受力情况类似。同样是在销钉的中点处弯矩、剪切力最大, 且 $F_{s2} = F_{\text{阻}}$ 。所以销钉所受的合剪切力为 505.3N

设 $[\tau]$ 、 $[\sigma_p]$ 分别为 M8 销钉的许用剪切应力和许用挤压应力,
取 $[S_r]=4$, $[S_p]=1.8$,

$$\text{则 } [\tau] = \frac{[\sigma_s]}{S} = 221.25\text{MPa}, \quad [\sigma_p] = \frac{\sigma_s}{[S_p]} = 491.67\text{MPa}$$

所以 $\tau_{\max}=10.05\text{MPa}$, $\eta=22.0$; $\sigma_{p\max}=31.58\text{MPa}$, $\eta=15.6$

2. 下桨毂销钉的校核

下桨毂可以简化为一个悬臂梁, 其危险截面为其与旋翼轴连接的面

危险截面水平方向弯矩为 $M_1=480.45\text{MPa}$, 铅直方向弯矩为 $M_2=623.20\text{MPa}$, 因此在该截面

$$\text{处合弯矩大小为 } M = \sqrt{M_1^2 + M_2^2} = 786.90\text{MPa}$$

所以该截面处应力大小为 $\sigma_{\max}=62.62\text{MPa}$, $\eta=7.9$

3.5.2.4 校核结果

由以上校核可知, 该设计完全符合结构要求, 能够投入实际使用。

4. 结论

通过初期技术要求论证, 根据总体设计要求, 依照相关设计规范完成了无人直升机旋翼桨毂详细工程设计。主要完成了桨毂的方案设计, 参数确定, 工程设计计算和校核等内容。经过验证表明, 设计达到技术要求, 该设计方案是成功的。

参考文献

- [1] 张呈林 等, 直升机部件设计, 航空专业教材编审组, 1986
- [2] 郭才根 郭士龙, 直升机总体设计, 航空工业出版社, 1995
- [3] 高正 陈仁良, 直升机飞行动力学, 科学出版社, 2003
- [4] 飞机设计手册 第19册 直升机设计, 航空工业出版社, 2005

无人直升机橇式起落架设计研究

杨永文¹ 栾玉庆² 姬乐强¹ 李建波¹

(1.南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室 南京 210016; 2.中航工业哈飞 哈尔滨 150066)

摘 要: 橇式起落架结构简单、易于实现、便于维护,在轻小型无人直升机上有着广泛应用。本文针对某小型无人直升机的需求,采用基于功量原理的着陆载荷计算方法,利用成熟的软件进行起落架有限元分析及三维实体建模,最终形成一种工程上可行的橇式起落架的设计方法。

关键词: 橇式起落架; 设计; 载荷; 有限元分析

1 引言

无人直升机能够垂直起降和空中悬停,能上下、左右、前后飞行,低速飞行性能好,非常适合搭载侦察、搜索、探测和信息中继等设备执行多种任务,而且对起降场地要求低,易于展开和回收,使用极为灵活。此外,无人直升机在民用领域也用很大的用武之地。从目前我国无人直升机发展状况来看,可以说国内无人直升机还处于开发研制阶段,与国外无人直升机发展还有一定差距,需要大力发展无人直升机技术

无人直升机起落架装置是直升机用于起飞、着陆、滑跑和停放的专门装置,直升机起落装置的主要作用是吸收在着陆时由于有垂直速度而带有的能量,减少着陆撞击引起的过载。此外,起落架装置往往还用来使直升机具有在地面滑行的能力,并减少滑行时由于地面不平而产生的撞击与颠簸。

无人直升机起落架主要型式有轮式和橇式两种,目前常用的是带油气式减震器及橡胶充气机轮的轮式起落架,轮式起落架能够使直升机具有地面滑跑能力。在滑跑起飞时,可以为旋翼提供附加升力,从而使直升机能够在一定范围内超载起飞。但轮式起落架结构复杂,不易于实现,且重量较大,通常用于起飞重量为4吨以上的直升机。橇式起落架在直升机上用得也比较普遍,橇式起落架在着陆时依靠结构的弹性变形来吸收能量起缓冲作用,橇式起落架结构简单,可大大减少维护工作量,成本低,重量也较轻。其缺点是直升机不能滑跑起飞或在地面滑行移动,为此可在橇式起落架上安装专用的地面移动轮,它只能在拖曳直升机时发挥作用,橇式起落架多用于轻小型直升机上。

本文是为某小型无人直升机设计起落架,由于该无人直升机的起飞重量不大,考虑到橇式起落架形式易于实现,因此采用橇式起落架型式。

2 橇式起落架设计要求与设计流程

a) 设计要求

1. 按照研制总要求,无人直升机以速度 $V=0.65\text{m/s}$ 着陆时,起落架过载系数 n_y 小于2.0;
2. 四种常用着陆状态满足强度要求;
3. 起落架的安全因数取 $n_s=1.5$;
4. 起落架质量不超过起飞重量的5%,即小于16kg;
5. 当起落架处在地面静态位置时,机体结构、操纵面或机体外部零件的地面间隙不小于150mm;
6. 起落架外形要与无人直升机总体外形协调;
7. 工艺上易于实现;
8. 有较高的可靠性与维护性。

b) 设计流程

起落架的设计是一个反复迭代的过程,设计流程见图1。本文第四、五部分仅以最后的结果叙述,

中间的迭代过程不加以叙述。

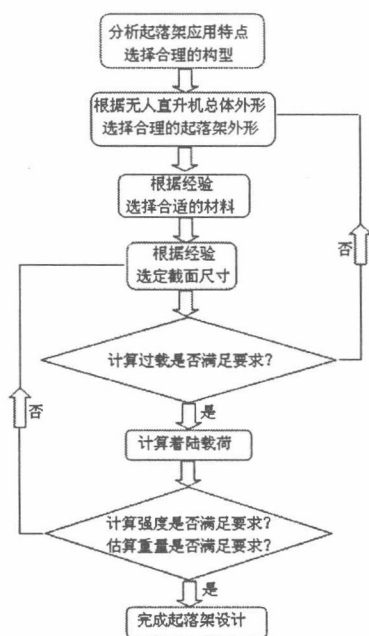


图1 起落架设计流程图

3 基于功量原理的着陆载荷分析计算

橇式起落架的设计一般采用功量原理,即主要靠起落架结构产生的弹塑性变形吸收无人直升机着陆时的能量,包括起落架着陆时无人直升机所具有的动能和由于无人直升机着陆下沉释放的位能。根据地面对起落架产生的垂直支反力与其位移曲线来确定起落架吸收的功量。因此,应根据给出的着陆速度和规定的着陆姿态,首先对橇结构进行弹塑性分析,确定它的力学特性,然后在此基础上,,确定作用在起落架上的着陆载荷。

在GJB720.2中规定的垂直着陆速度是指直升机橇式起落架触地时刻的重心下沉速度。设起落架在与地面开始接触的瞬时直升机动能为 T ,位能为 V ,速度为 v ,由于起落架的阻抗,当起落架变形达到最低位置时,直升机体系的速度变为零,直升机向下移动的距离为 H ,起落架在竖直方向的变形也为 H 。此时直升机的动能 T 和位能 V 均为零,因此有

$$V = mgkH \quad (3.1)$$

$$T = mv^2/2 \quad (3.2)$$

m 为无人直升机着陆重量; v 为正常着陆速度,取 $v=0.65\text{m/s}$; k 为旋翼卸载影响系数,取 $k=1/3$ 。

若以 A 表示起落架的变形能,并不计着陆冲击中其他能量(如热能、机体变形能等),根据机械能守恒定律,直升机系统的动能和势能的变化应等于起落架的变形能,即

$$A = V + T \quad (3.3)$$

在材料服从胡克定律的情况下,当无人直升机起落架着陆过程中最大变形时地面的支反力为 F ,它与橇式起落架的变形成正比,假定无人直升机着陆过程中起落架变形和地面支反力都是从零开始增加到最大值。所以,根据动载荷理论,冲击过程中支反力做的功为 $FH/2$,它等于橇式起落架的变形能,即

$$A = FH/2 \quad (3.4)$$

由式3.1、3.2、3.3、3.4可得

$$FH/2 = mv^2/2 + mgkH \quad (3.5)$$

式中 m 、 g 、 v 和 k 都是已知量,仅有 F 和 H 为未知量,由于着陆过程中起落架一般处于弹性变形的范围内,因此 F 为 H 的线性函数,具体线性关系需根据起落架装置的构型及材料的力学性来确定,可设

$$F=rH \quad (3.6)$$

在起落架构型已知的情况下,利用MSC.Patran软件进行起落架建模,并施加1N竖直向上的单位力,利用MSC.Nastran软件计算出此时的起落架在竖直方向的变形,即可得出上式中线性系数r的数值。

将式3.6带入式3.5中,则3.5就是一个以H为未知数的一元二次方程,此时可以解出H,进而求出F和过载系数 n_y 。

根据《直升机载荷手册》,着陆载荷主要包括四个情况:

a) 对称垂直着陆

作用在橇上的垂直载荷为:

$$P_{y\max} = n_y P_{tj} \quad (3.7)$$

式中, P_{tj} ——橇停机载荷,即无人直升机地面放置时橇承受的载荷;

n_y ——橇吸收使用功量时的垂直过载系数,无因次。

b) 带前飞速度着陆

作用在橇上的垂直载荷和阻力载荷为:

$$P_y = \frac{2}{5} \sqrt{5} P_{y\max} \quad (3.8)$$

$$P_x = 0.5 P_y \quad (3.9)$$

式中, $P_{y\max}$ 为对称垂直着陆情况中确定的最大垂直载荷。

c) 侧移着陆

作用在每一侧橇上的垂直载荷和侧向载荷为:

$$P_y = P_{y\max} \quad (3.10)$$

$$P_z = 0.25 P_{y\max} \quad (3.11)$$

式中, $P_{y\max}$ ——为对称垂直着陆情况中确定的最大垂直载荷。

d) 单橇水平着陆

直升机以一侧橇触地时不对称受载,作用在一侧滑橇上的载荷为:

$$P_y = n_y P_{tj} \quad (3.12)$$

P_{tj} 、 n_y 同对称垂直着陆情况。

4 橇式起落架三维构型设计

根据起落架原始数据及相关计算,兼顾总体尺寸协调,利用CATIA软件进行橇式起落架各个零件的三维构型设计,然后将所设计的零件进行装配,通过图2可以看出总体尺寸协调,外形美观,零件之间无干涉现象,明显缩短设计周期,提高工作效率。同时通过三维建模,将各零部件附加材料属性,方便估算重量,估算总重量为13.2kg,满足设计要求。弓形梁采用直径36mm,壁厚1.8mm的30CrMnSiA管材,滑管采用直径32mm,壁厚2mm的LV12CZ管材,支臂采用直径25mm,壁厚1.5mm的LV12CZ管材。