

直升机操纵稳定性优化设计

彭名华 张呈林

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 为了提高直升机操纵稳定性, 建立了适合直升机总体设计的操纵稳定性分析模型, 通过优化设计选择合适的总体参数和布局参数, 以获得优良的直升机操纵稳定性。以UH-60A直升机为算例, 结果表明该直升机操纵稳定性优化设计方法是可行和有效的; 同时对经典数值优化算法、智能优化算法和混合优化算法, 发现混合优化算法更适合直升机操纵稳定性优化设计模型的求解。

关键词: 直升机总体设计; 操纵稳定性; 优化设计; 混合优化算法

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0283-06

Optimization Design of Helicopter Stability and Control

Peng Minghua, Zhang Chenglin

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

Abstract: To improve the helicopter stability and control, the analysis model of helicopter stability and control is built based on the principle of helicopter preliminary design. The optimization design method is used to select the appropriate basic parameters, thus improving the helicopter stability and control. The approach to the optimization design method is feasible and efficient by taking the helicopter UH-60A as an example. Compared with the classic numerical optimization algorithm, the intelligent optimization algorithm and the hybrid optimization algorithm, the last one is more suitable for solving the optimization design model of helicopter stability and control.

Key words: helicopter conceptual/preliminary design; stability and control; optimization design; hybrid optimization algorithm

随着直升机技术的进步和应用领域的扩展, 直升机操纵稳定性已成为现代直升机的主要设计指标之一^[1]。在传统的直升机设计模式中, 总体设计阶段主要任务是根据设计要求, 估算直升机总质量和发动机功率, 选取适当的直升机总体参数和布局参数, 满足飞行性能要求^[2]。目前直升机操纵稳定性优化设计研究主要集中在飞行控制系统的设计优化上, Tischler^[3]以ADS-33标准所定义的飞行品质指标为设计优化目标, 通过优化直升机飞行控制系统参数, 提高了直升机操纵稳定性。Sa-

hasrabudhe^[4-5]和Fusato^[6-7]研究了直升机飞行动力学和旋翼动力学多学科设计优化, 通过优化旋翼和飞行控制系统参数, 在满足旋翼气弹稳定性约束下优化直升机飞行品质, 研究表明通过多学科设计优化旋翼和飞行控制系统与传统的先进行旋翼设计、然后进行控制系统设计的串行设计方法相比, 可以得到更优的直升机飞行品质。

上述直升机操纵稳定性优化都是在直升机总体方案冻结后进行的, 没有考虑直升机总体参数对操纵稳定性的影响。直升机总体参数特别是旋翼、尾

桨、平尾、垂尾参数以及气动布局参数不但对直升机飞行性能、结构质量有影响,而且决定着直升机平台本身的操纵稳定性。在总体设计中通常利用经验公式进行这些参数的选择,没有全面系统地分析它们对直升机操纵稳定性的影响,也没有进行操纵稳定性的优化设计。在直升机研制中曾多次因为这些参数选择不当而导致研制工作的反复,因而有必要在直升机总体设计中集成直升机飞行动力学分析模型,全面分析总体参数对操纵稳定性的影响,利用优化设计技术选择相关总体参数,提高直升机的操纵稳定性。2001年Scharl^[8]研究了在飞机初步设计中通过建立飞行动力学仿真模型,分析飞机总体参数对飞行品质的影响,进行飞机飞行品质的优化设计。Khalid^[9]在直升机初步多学科设计优化模型中也集成了直升机操纵稳定性分析模块。因此在直升机总体设计中,考虑总体参数和布局参数对直升机操纵稳定性的影响,进行直升机飞行性能和操纵稳定性综合优化,是现代直升机总体设计的发展方向。

本文首先根据直升机小扰动线性飞行动力学模型,建立适合直升机总体设计的直升机操纵稳定性分析模型,然后确定直升机操纵稳定性优化的设计变量、优化目标 and 设计约束,建立适合在总体设计中使用的直升机操纵稳定性优化设计模型。针对优化模型的特点,在常用优化方法的基础上,提出了基于遗传逐步二次规划法的混合优化算法,最后以UH-60A直升机为算例,验证直升机操纵稳定性优化方法的可行性和有效性。

1 直升机操纵稳定性分析模型

直升机飞行动力学模型的发展经历了从线性模型到非线性模型、从简单的刚体动力学开环系统向包含飞控系统、燃调系统及更多自由度的闭环系统的发展过程,研究对象由定常飞行发展到机动飞行。现在的直升机飞行动力学模型常用于直升机实时飞行仿真,其计算复杂,所需时间长,需要详细的直升机参数数据,不适合在直升机总体设计中使用。考虑到直升机总体设计的特点,本文采用直升机线性飞行动力学数学模型,理论和实践证明这种数学模型用在总体设计中分析直升机操纵稳定性是有有效的^[10]。

利用直升机线性飞行动力学数学模型,本文建立起如图1所示的直升机操纵稳定性计算流程:首先根据给定的总体参数和布局参数以及其他状态

参数,利用直升机质量预估分析模型,计算直升机的质量和转动惯性矩,以供直升机配平计算和操纵稳定性分析使用,然后根据刚体运动平衡条件,通过数值算法求解六自由度非线性的直升机平衡方程组,对稳定飞行的直升机进行配平计算,确定直升机稳定飞行时的飞行状态量和操纵量,在配平的基准状态下通过给定直升机速度和操纵的小扰动,利用中间有限差分的数值方法,计算直升机的各个气动导数和操纵导数,最后根据气动导数和操纵导数,分析直升机的操纵特性和稳定特性。

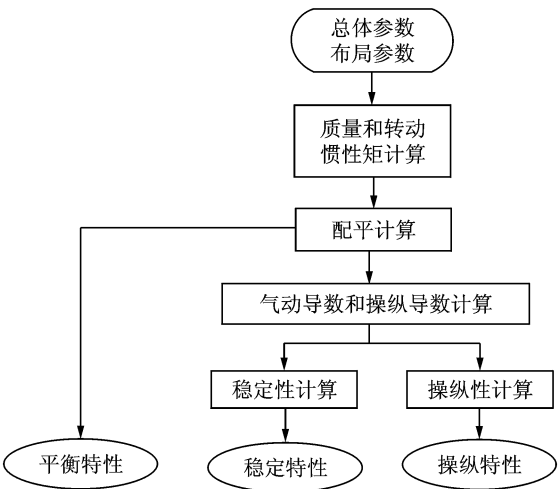


图1 直升机操纵稳定性计算流程

为了验证直升机操纵稳定性分析模型的可信度,本文以UH-60A直升机为算例,计算和分析其平衡、稳定和操纵特性,验证模型的有效性。算例中UH-60A参数数据和飞行数据都来自Hilbert的NASA报告^[11],算例详细分析见文献[12],本文仅给出UH-60A稳定前飞时总距操纵量、俯仰角、空速稳定性导数和俯仰操纵功效随前飞速度的变化图(图2~5),通过本文的计算值和NASA报告的值比较可以看到,本文建立的直升机操纵稳定性分析模型是可靠和有效的。

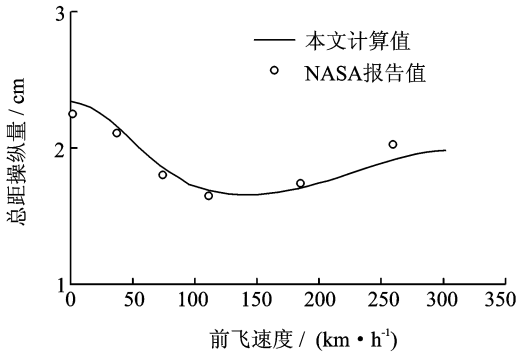


图2 UH-60A 总距操纵量随前飞速度的变化

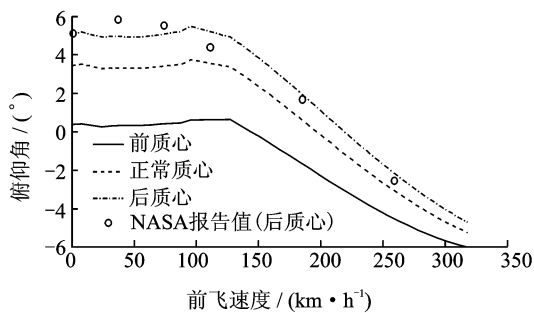


图3 UH-60A 俯仰角随前飞速度的变化

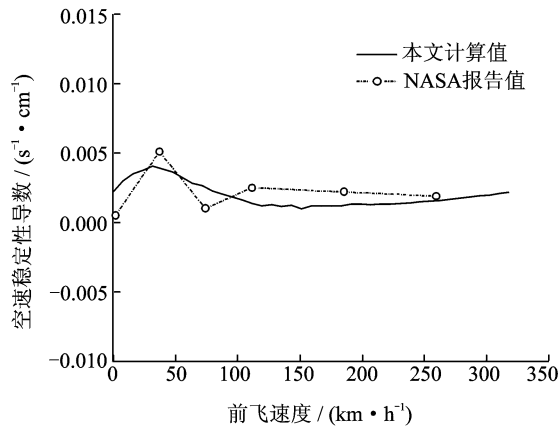


图4 UH-60A 空速稳定性导数随前飞速度的变化

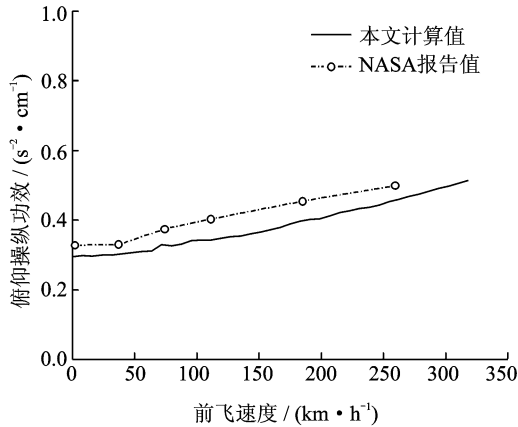


图5 UH-60A 俯仰操纵功效随前飞速度的变化

2 直升机操纵稳定性优化设计模型

根据已建立的直升机操纵稳定性分析模型,确定了直升机操纵稳定性的综合评价系统,作为直升机操纵稳定性优化设计模型的目标,同时确定了优化模型的约束条件以及设计变量,得到直升机操纵稳定性优化设计模型的数学表述,从而建立了适合在总体设计中使用的直升机操纵稳定性优化设计模型。

2.1 优化目标

直升机操纵稳定性包括的范围很广,评价某一种直升机的操纵稳定性,必须依据直升机飞行品质

规范,它规定了合格的直升机在飞行中应当如何表现,以及在飞行品质各方面应当达到的具体技术指标和要求^[1]。国内直升机的飞行品质大多按文献^[13]要求进行评定。

考虑到总体设计特点和可实现性,本文的直升机操纵稳定性是指直升机平台本身悬停和巡航飞行时的平衡特性、稳定性模态特性和操纵响应特性,包括直升机悬停和巡航时的机身俯仰角、纵向和横航向的运动模态以及各个单项的单位阶跃输入的操纵响应等指标,因而影响直升机操纵稳定性的因素很多,为了较全面地评价直升机操纵稳定性,本文采用线性加权求和法来建立直升机操纵稳定性综合评价系统。

根据国军标^[13]对直升机操纵稳定性的要求和设计经验可知:直升机纵向悬停振荡模态的频率 ω_{ph} ,长周期模态特征根实部 $\text{Re}(\lambda_{lp})$,横航向悬停振荡模态特征根实部 $\text{Re}(\lambda_{th})$,荷兰滚模态特征根实部 $\text{Re}(\lambda_d)$ 、悬停螺旋模态的时间常数 τ_{sh} 和巡航螺旋模态特征根实部 $\text{Re}(\lambda_s)$ 对直升机操纵稳定性有着非常重要的影响,设计时希望它们能够达到较好的值,同时考虑到直升机悬停和巡航时的机身俯仰角 ϑ_{hov} 和 ϑ_{cru} 对直升机的驾驶品质以及性能有着重要影响,也把它们作为评价直升机操纵稳定性的指标之一。

通过考虑以上8个操纵稳定性指标,并对它们进行量纲一处理,然后进行加权求和,建立起了直升机操纵稳定性指数FQI,用来评价直升机的操纵稳定性,FQI越小,则直升机的操纵稳定性越好,本文以FQI为直升机操纵稳定性优化设计模型的优化目标。对于FQI中各个参数权值的选取,一般是通过如下3方面得到:(1)实际设计经验和设计要求,(2)各个指标的好坏程度,(3)参数对各个指标影响的大小。

$$FQI = w_1 \frac{|\vartheta_{hov}|}{|\vartheta_{hov}|_0} + w_2 \frac{|\vartheta_{cru}|}{|\vartheta_{cru}|_0} + w_3 \frac{\omega_{ph}}{|\omega_{ph}|_0} + w_4 \frac{\text{Re}(\lambda_{lp})}{|\text{Re}(\lambda_{lp})|_0} + w_5 \frac{\text{Re}(\lambda_{th})}{|\text{Re}(\lambda_{th})|_0} + w_6 \frac{\text{Re}(\lambda_d)}{|\text{Re}(\lambda_d)|_0} + w_7 \frac{\tau_{sh}}{|\tau_{sh}|_0} + w_8 \frac{\text{Re}(\lambda_s)}{|\text{Re}(\lambda_s)|_0}$$

2.2 设计约束和设计变量

由于短周期运动模态 λ_{sp} 和巡航滚转模态 λ_r 对一般直升机容易达到规范要求,因此把它作为设计约束,同时对于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 ϑ_{lh} ,横向操纵响应

γ_{1h} , 航向操纵响应 ϕ_{1h} 及总距操纵响应 V_{yss} , 巡航时纵向操纵响应 ϑ_{lc} 、滚转操纵效率 t_{30} 和航向操纵响应 ϕ_{lc} , 国军标^[13]规定了其相应的等级范围, 本文也把它们作为设计约束, 要求它们达到国军标^[13]规定的等级一要求。

本文选择以下 15 个总体参数和布局参数作为设计变量

$$X=\{r \quad \sigma \quad e \quad \Omega R \quad \delta \quad x_m \quad r_T \quad \sigma_T \quad \delta_T \quad l \quad S_h \quad \vartheta_h \quad l_h \quad S_v \quad \vartheta_v\}$$

分别表示旋翼半径、旋翼实度、旋翼挥舞铰偏置量、旋翼桨尖速度、旋翼轴前倾角、桨毂中心相对质心纵向距离; 尾桨半径、尾桨实度、尾桨轴斜倾角、主尾桨间距; 平尾面积、平尾安装角, 平尾气动中心相对质心纵向距离; 垂尾面积、垂尾安装角。

2.3 直升机操纵稳定性优化设计模型数学表述

根据对优化目标、设计约束和设计变量的分析, 本文建立的直升机操纵稳定性优化设计模型的数学表述如下

Minimize: $FQI=w_1 \frac{|\vartheta_{hov}|}{|\vartheta_{hov}|_0}+w_2 \frac{|\vartheta_{cru}|}{|\vartheta_{cru}|_0}+$
 $w_3 \frac{\omega_{ph}}{|\omega_{ph}|_0}+w_4 \frac{Re(\lambda_{lp})}{|Re(\lambda_{lp})|_0}+w_5 \frac{Re(\lambda_{dh})}{|Re(\lambda_{dh})|_0}+$
 $w_6 \frac{Re(\lambda_d)}{|Re(\lambda_d)|_0}+w_7 \frac{\tau_{sh}}{|\tau_{sh}|_0}+w_8 \frac{Re(\lambda_s)}{|Re(\lambda_s)|_0}$
S. T: $GJB(\lambda_{sp})=1 \quad GJB(\lambda_r)=1$
 $GJB(\vartheta_{1h})=1 \quad GJB(\gamma_{1h})=1$
 $GJB(\phi_{1h})=1 \quad GJB(V_{yss})=1$
 $GJB(\vartheta_{lc})=1 \quad GJB(t_{30})=1 \quad GJB(\phi_{lc})=1$

其中: $w_1 \sim w_8$ 为权系数, $\sum_{i=1}^8 w_i = 1$ 且 $0 \leq w_i \leq 1$; $|\vartheta_{hov}|, |\vartheta_{cru}|$ 为悬停和巡航时机身俯仰角的绝对值; 0 下标的量表示相对应项的样机基准值; $GJB(*)$ 表示相对应项的国军标等级。

3 优化方法

对于本文建立的直升机操纵稳定性优化设计模型, 可以看出它是一个非线性有约束不连续的函数优化问题, 在工程优化设计中, 求解这类优化问题通常有 3 类优化算法:

(1)经典的数值优化算法
也称邻域搜索算法, 它是基于经典极值理论的一种数值迭代方法, 它的基本思想是在设计空间中从一个初始设计点出发, 通过局部搜索, 产生一系列的设计点 $x_k(k=1, 2, 3, \dots)$, 并希望这个点列的极限 x^* 就是优化问题的最优点。常用的非线性有

约束数值优化算法有可行方向法、广义既约梯度法和逐步二次规划法等。数值优化算法能够在初始点的临域里很快地收敛到局部极值点, 且有着可靠的数学理论基础, 保证其收敛性, 但其对非凸优化问题常常无法收敛到全局最优点, 且优化过程需要计算函数的梯度值, 对大尺度的优化问题非常耗时。

(2)智能优化算法

相对经典的数值优化算法, 近年来出现了一系列新的智能优化算法, 它们通过模拟某些自然现象和过程, 利用独特的智能优化机制, 在许多工程优化问题中有很好的应用。常用的智能优化算法有遗传算法(GA)、模拟退火算法(SA)和人工神经网络算法等, 它们通过引入随机机制, 能够跳出局部极值点, 收敛到全局最优点, 同时它不需要计算函数梯度, 算法构造直观和自然, 但其缺乏可靠的数学理论基础, 不能保证收敛性, 且其在最优值局部收敛速度慢, 计算量大。

(3)混合优化算法

由于各种优化算法搜索机制、特点和适用范围不同, 有着不同的优缺点, 如经典的数值优化算法局部收敛快, 但容易陷入局部极小, 而智能算法能跳出局部极小, 取得全局优化, 但其在最优点附近收敛速度慢, 且计算量大, 因此出现了各种混合优化算法, 希望通过采取一定的混合策略, 混合多种优化算法, 取长补短, 从而提高优化精度和效率^[14]。常见的混合优化算法把优化过程在进程层次上分为若干阶段, 各个阶段采用不同的优化算法进行优化, 如在工程优化设计中, 常常首先采用智能优化算法进行全局优化, 避免局部极小, 同时为了避免在最优点局部时收敛慢, 再采用经典数值优化算法, 进行局部加速, 降低计算量, 提高优化效率。

本文除了采用经典的数值优化算法和智能优化算法, 还采用了混合优化算法进行优化求解。本文采用的经典的数值优化算法为逐步二次规划法(SQP), 智能优化算法为遗传算法(GA); 同时本文提出了先进行GA 全局优化, 然后采用SQP 进行局部加速优化的混合策略, 进行了基于遗传逐步二次规划法(GA+SQP)的混合优化算法求解, 如图 6 所示, 这样既可以收敛到全局最优, 又可以提高优化效率。

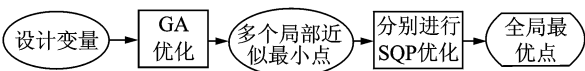


图6 GA+SQP 混合优化算法

4 算例验证

本文以UH-60A 直升机为样机,其设计参数数据来自文献[11]。根据平衡特性、稳定性模态特性和操纵响应特性等指标的重要性不同,对直升机操纵稳定性指数 FQI 中各个指标取如下的权系数: $\tau w_i=\{0.05, 0.15, 0.15, 0.2, 0.05, 0.2, 0.05, 0.15\}(i=1,2,\cdots,8)$ 。

分别采用经典的数值优化算法即逐步二次规划法(SQP)、智能优化算法即遗传算法(GA)和基于遗传逐步二次规划法(GA+SQP)的混合优化算法,对UH-60A 操纵稳定性进行了优化设计,结果如表1所示。

从以上优化结果可以看出,通过优化设计,UH-60A 的操纵稳定性得到了较大的改善:巡航长

周期模态 λ_p 由发散变为收敛,相应的国军标稳定性等级由等级3 变为等级1;悬停螺旋(偏航)模态的时间常数 τ_{sh} 变小了,也即其悬停偏航阻尼变大,相应的等级由等级3 变为等级2;横航向悬停振荡模态、荷兰滚模态和巡航螺旋模态的稳定性也變得更好。同时可以看出虽然直升机操纵稳定性得到了改善,但相应的直升机总质量稍有增加,也就是说为了改善直升机操纵稳定性常常要付出一定的结构质量代价,因此在设计时要进行权衡。

直升机的总体参数和布局参数对直升机操纵稳定性指标的影响各不相同。图7 表示UH-60A 旋翼的参数对其巡航长周期模态的影响,可以看到对于UH-60A,在本文给定的参数设计范围内, r,σ 和 ΩR 越大,长周期模态越不稳定, e 越大,长周期模态先趋于稳定,然后趋于不稳定。

表1 UH-60 A 操纵稳定性优化结果

变量		设计范围	UH-60A	SQP	GA	GA+SQP
设计 变量	r/m	7.0~9.0	8.177 8	8.571 8	8.501 6	8.548 5
	σ	0.06~0.12	0.082 1	0.066 8	0.070 5	0.068 7
	e	0.02~0.15	0.046 6	0.047 7	0.056 3	0.064 3
	$\Omega R/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	200~230	221	225.3	225.6	225.8
	$\delta/(\text{^\circ})$	0~6	3	1.4	2.2	2.2
	x_m/m	0.1~0.5	0.223 5	0.189 3	0.285 7	0.321 5
	r_T/m	1.0~2.2	1.676 4	1.877 8	2.106 4	2.110 9
	σ_T	0.12~0.21	0.187 5	0.159 1	0.194 8	0.195 6
	$\delta_T/(\text{^\circ})$	0~40	20	12.2	28.8	28.6
	l/m	0.05~0.25	0.072 1	0.124 9	0.054 9	0.212 1
	S_h/m^2	2.0~8.0	4.180 6	3.873 8	4.945 6	5.657 9
	$\vartheta_h/(\text{^\circ})$	-8~8	0	6.2	1.1	2
	l_h/m	8.5~10	9.123 7	8.645 7	9.905 4	9.901 4
	S_v/m^2	2~6	3.000 8	2.436 3	5.640 3	5.609 8
	$\vartheta_v/(\text{^\circ})$	-6~6	0	-0.3	3.9	3.9
优化 目标	$ \vartheta_{hov} /(\text{^\circ})$		1.9	1.71	0.88	1.39
	$ \vartheta_{cru} /(\text{^\circ})$		3.9	3.38	3.29	2.24
	ω_{ph}		0.355 2	0.344 6	0.343 1	0.349 7
	$\text{Re}(\lambda_p)$		0.094 6	0.044 6	-0.002 7	-0.005 5
	$\text{Re}(\lambda_{dh})$		-0.026 8	-0.035 8	-0.039 8	-0.054 7
	$\text{Re}(\lambda_d)$		-0.344 9	-0.421 3	-1.033 6	-1.099 9
	τ_{sh}/s		2.253	2.000 4	1.665	1.627
	$\text{Re}(\lambda_s)$		-0.045 1	-0.047 6	-0.055 4	-0.054
约束 条件	FQI		0.2	-0.01	-0.532	-0.625
	$\text{GJB}(\lambda_{sp})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(\lambda_r)$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(\vartheta_{1h})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(\gamma_{1h})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(\phi_{1h})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(V_{yss})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(\vartheta_{1c})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(t_{30})$		1	1	1	1
	$\text{GJB}(\phi_{1c})$		1	1	1	1
	总质量/kg		7 439	7 454.4	7 518.4	7 534.8
	分析模型计算次数			368	5 000	3 672

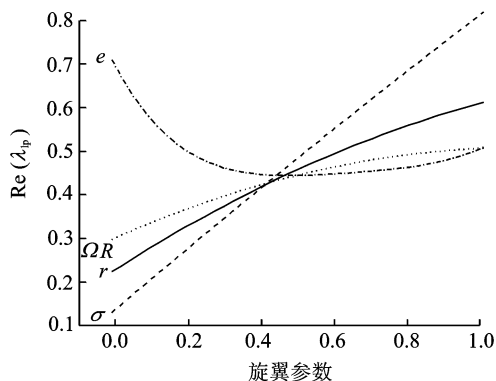


图7 旋翼参数对 $\text{Re}(\lambda_p)$ 的影响

从表1的优化结果中可以看到,通过增大UH-60A旋翼挥舞铰外升量 e 和旋翼实度 σ ,其长周期模态的实部从0.0946变为-0.0055,即从不稳定变为稳定,符合图7的规律。

对于本文的直升机飞行品质优化模型,经典数值优化算法SQP无法收敛到全局最优点,只能找到局部极小点,智能优化算法GA能够跳出局部极小点,获得更好的优化结果,但由于在全局最优点局部收敛速度慢,无法收敛到真正的全局最优点,而混合优化算法GA+SQP通过局部加速优化,可以收敛到全局最优点,获得比GA算法更好的设计点;同时从分析模型计算的次数可以看出,混合优化算法相对于仅采用GA算法也提高了优化效率。

5 结 论

本文首次在直升机总体设计中考虑了操纵稳定性的要求,建立了适合直升机总体设计的直升机操纵稳定性分析模型,确定了直升机操纵稳定性的综合评价系统,形成了直升机操纵稳定性优化设计模型,在分析常用的优化方法的基础上,提出了基于遗传逐步二次规划法的混合优化算法,并以UH-60A直升机为算例,验证直升机操纵稳定性优化方法的可行性和有效性。通过本文的研究,得到以下结论:

(1)直升机总体参数和布局参数对直升机的操纵稳定性有着较大的影响,在直升机总体设计中,通过采用优化设计方法,选择合适的总体参数和布局参数,可以获得较好的直升机操纵稳定性,但可能导致直升机的结构质量增加,因此需要综合权衡和优化。

(2)在直升机总体设计中,选择总体参数和布局参数不仅要考虑操纵稳定性设计要求,还要根据实际设计情况,通过考虑其他设计要求的约束,缩小参数的设计范围,从而可以获得满足实际设计要求的可行设计方案。

(3)对比经典数值优化算法、智能优化算法和混合优化算法,发现混合优化算法更适合直升机操

纵稳定性优化设计模型的求解。

参考文献:

- [1] 高正,陈仁良.直升机飞行动力学[M].北京:科学出版社,2003.
- [2] 张呈林,郭才根.直升机总体设计[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [3] Tischler M B, Colbourne J D, Morel M R, et al. CONDUIT—a new multidisciplinary integration environment for flight control development[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. New Orleans: LA, 1997:1759-1781.
- [4] Sahasrabudhe V, Celi R. Efficient treatment of moderate amplitude constraints for handling qualities design optimization[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(6):730-739.
- [5] Sahasrabudhe V, Celi R. Improvement of off-design characteristics in integrated rotor-flight control system optimization[C]//Proceedings of the 53rd Annual Forum of the American Helicopter Society. Virginia Beach: VA, 1997:97-29180-01.
- [6] Fusato D. Design sensitivity analysis and optimization for helicopter handling qualities improvement[D]. College Park: Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2002.
- [7] Fusato D, Celi R. Design sensitivity analysis for helicopter flight dynamic and aeromechanical stability[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6):918-927.
- [8] Scharl J. Formulation and implementation of a methodology for dynamic modeling and simulation in early aerospace design[D]. Georgia: School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 2001.
- [9] Khalid A S. Development and implementation of rotorcraft preliminary design methodology using multidisciplinary design optimization[D]. Georgia: School of Aerospace Engineering, Institute of Technology, 2006.
- [10] 陈仁良.直升机飞行动力学数学建模及机动性研究[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,1998.
- [11] Hilbert K B. A mathematical model of the UH-60 helicopter[R]. NASA-TM-85890, 1984.
- [12] 彭名华.直升机总体多学科设计优化研究[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2009.
- [13] 中国人民解放军总装备部.GJB 902A-2001 军用直升机飞行品质规范[S].北京:总装备部军标出版社,2001.
- [14] 王凌.智能优化算法及其应用[M].北京:清华大学出版社,2001.