飞翼布局飞机控制/气动/隐身多学科优化设计

孙奕捷 申功璋

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 飞翼布局是先进飞机广泛应用的布局形式. 飞翼布局飞机总体设计阶段不仅要考虑其隐身和气动要求,还必须高度重视控制系统的影响. 以飞翼布局飞机为对象,研究控制、气动与隐身多学科优化的策略和方法. 建立了适合在各学科的子空间进行多目标优化的流程,基于学科分析分配各个子空间的设计变量,并通过变量综合形成系统级的设计变量. 在优化过程中,综合采用了改进的遗传算法和近似模型构造方法. 针对飞翼布局飞机的特点,采用基于控制分配的控制系统结构,以时域指标作为控制学科的优化目标和约束条件. 优化结果验证了所用方法的有效性,为将控制学科纳入飞翼布局飞机多学科优化提供了可行的途径.

关 键 词: 多学科设计优化; 并行子空间优化; 飞机设计; 飞行控制

中图分类号: V 221

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1357-04

Multidisciplinary optimization of control-aerodynamic-stealth for flying wing aircraft design

Sun Yijie Shen Gongzhang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Flying wing is a widely applied configuration for advanced military aircraft. Not only should aerodynamic and stealth requirements be taken into account at its conceptual design stage, but also the flight control system should be well designed. A flying wing aircraft was investigated, and the strategy and methods for integrated control-aerodynamic-stealth were studied. A new flow suitable for conducting multi-objective optimization in each discipline's subspace was proposed. Design variables in subspace were assigned based on disciplinary analyses, and then system level design variables were formed by variable synthesis. According to the characteristics of flying wing configuration, control allocation based control system architecture was adopted, and time domain indexes were used as objectives and constraints in control discipline. Results of optimization show the effectiveness of new methods, which supply a feasible way for incorporating control discipline into the multidisciplinary design optimization of flying wing configuration aircraft.

Key words: multidisciplinary design optimization; concurrent subspace optimization; aircraft design; flight control

为了夺取空战优势和提高突防能力,隐身能力对现代作战飞机的重要性愈加突出,从而使非常规的飞翼布局得到了越来越多的研究和日益广泛的应用. 但是飞机设计中绝不能只考虑某一方面的需求,如在提高隐身性的同时也必须确保优良的气动特性. 尤其是飞翼布局由于取消了尾翼,需要设计新型的操纵舵面和相应的飞行控制系统以保证良好的操稳特性. 在这种情况下, MDO (Multidisciplinary Design Optimization)作为解决复杂工程系统设计问题的有效手段,对进行飞翼布局飞机的设计具有重要作用.

目前,对常规布局战斗机进行气动/隐身综合

收稿日期: 2008-10-20

基金项目: 国家973基金资助项目(5132004)

作者简介: 孙奕捷(1981-),女,河北石家庄人,博士生, easysun@asee.buaa.edu.cn.

设计的研究已经较多,也有一些考虑控制学科的飞机方案优化研究[1].但是,专门针对飞翼布局,同时对控制、气动和隐身进行多学科优化设计的研究还较少见到.本文以一个典型飞翼布局方案为对象,将几何外形与控制律设计相结合,研究在总体设计阶段对其进行控制/气动/隐身多学科优化的策略和具体措施,并且针对各学科数学模型日益精细、学科数目增多及耦合更加密切导致系统结构复杂等问题,综合应用了新的MDO框架、多目标优化算法和近似模型构造方法,为更合理、更高效地进行飞翼布局飞机的多学科优化提供参考.

1 设计对象与优化流程

1.1 ICE飞机介绍

本文研究的对象来自ICE(Innovative Control Effector)计划[2].ICE飞机为了获得高机动性和隐身性,采用了特殊的无尾飞翼气动布局,使用了俯仰襟翼、后缘襟翼和全动翼尖等新型操纵面(如图1所示).

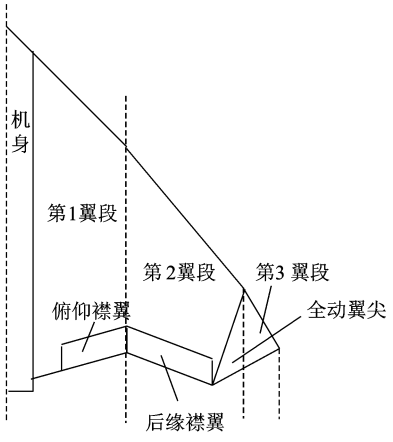

图1 ICE飞机主要操纵面分布与参数定义

1.2 优化流程

图2给出了本文优化设计的流程.提出优化设计问题之后,一方面对问题的物理概念进行数学抽象,剖析学科间的耦合关系,并通过学科分解获得各学科优化问题的数学描述;另一方面,针对各学科的具体问题,建立准确的数学模型来描述不同学科的真实特性,为了提高优化效率,还需建立近似模型.在获得各学科优化问题、建立各学科模型的基础上,开展学科级的优化设计,在相同的初始条件下,各学科互不干扰、并行优化.

对于具有多个目标的学科,采用多目标优化算法;对于仅有单个目标的学科,则采用传统的单目标优化算法.各学科提交各自的优化结果,经过系统级的设计变量综合,得到系统级的可行解集,并根据设计者偏好选出一个最优解.若满足收敛条件,则利用准确模型对该解进行验证;否则以该解作为下一轮的初始条件,再次进行各学科并行优化.收敛条件可取本轮设计结果与上轮结果足够接近.

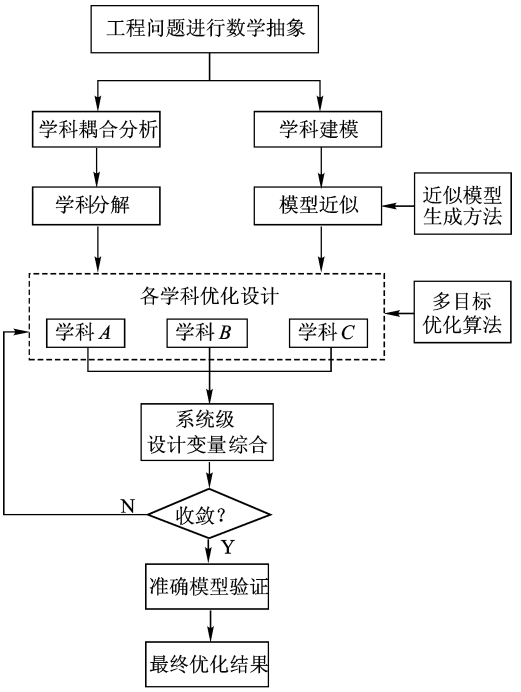

图2 优化设计的流程

2 学科分析与建模

2.1 学科耦合关系分析

气动、隐身与控制这3个学科之间,气动特性取决于飞机的外形,由机身几何参数和舵面几何参数共同决定.隐身特性则只与机身外形相关,舵面对于隐身特性的影响可以忽略.在控制学科,由被控对象与控制器构成闭环飞行控制系统,飞机本体即为被控对象,其动力学特性主要取决于气动特性,并与控制参数共同决定闭环控制特性.

在学科之内、学科之间还存在着互相制约的关系.在气动学科内,飞机本体的稳定性与机动性是相互矛盾的.在控制学科内,闭环的操纵性与稳定性往往不能兼得.在气动与隐身学科之间,若希望飞机的机动能力强,则往往体现在升力面越大越好,但这必然将导致隐身性能变差.

2.2 各个学科的模型

在控制学科,需分别建立被控对象和控制器的模型,二者共同构成了闭环控制系统.基于气动学科给出的各种气动特性参数,可建立飞机本体的非线性模型,且其参数随飞机几何参数的变化而变化.针对ICE飞机参数非线性、通道间耦合、

操纵面冗余的特点,采用文献[3]中设计的控制器.控制系统输入指令由驾驶员给出,给被控对象的输出指令为舵面偏角指令.通过控制分配,来补偿飞机在不同状态下动力学特性的变化,从而使控制参数适应较大的飞行包线范围.控制系统中有5个需要优化设计的参数,包括迎角、侧滑角误差的比例系数,姿态角速度误差的比例系数等.

在气动学科,总体设计阶段主要关注配平时升阻比、俯仰通道静稳定度、滚转通道静稳定系数等指标.此外,为建立飞机本体的动力学模型,还需要计算静导数、动导数、舵效率等多个参数.利用美国空军开发的Datcom软件,可根据飞机几何参数对气动特性进行工程估算,其精度足以满足本文研究问题的要求.

在隐身学科,飞机的隐身特性常常用RCS(Radar Cross Section)来描述.本文采用了可计算RCS随外形参数而变化的软件,采用的算法是考虑遮挡的物理光学法.

3 优化问题描述

3.1 设计变量

研究中根据ICE布局的特点,选取了9个几何参数和5个控制参数(在下文论述优化结果时将具体列出这些参数).根据3个学科的耦合关系,9个几何参数将分配给气动学科;除俯仰襟翼内侧展向站位、俯仰襟翼弦长外的7个几何参数将分配给隐身学科;5个控制参数将分配给控制学科.

3.2 优化目标与约束条件

考虑到各学科所关注的指标,以及学科内各指标之间的关系,给各学科设定了学科级的优化目标和约束条件.

在气动学科,飞机本体的稳定性、机动能力是互相制约的两个重要方面,它们都与飞机气动外形有关.选取最大升阻比 K_{max} 作为机动性指标,希望其越大越好;选取静稳定度 $\bar{x}_{cp}$ 为稳定性指标,希望其越小越好.同时,要求升力线斜率大于2.5,横侧向滚转通道静稳定系数小于0(即静稳定).

在隐身学科,希望侧向 $-30°\sim30°$ 范围内雷达散射截面积的算术平均值 $\overline{RCS}_{30}$ 越小越好.

在控制学科,当施加指定的迎角、滚转角速度指令时,希望其响应的累积跟踪误差(分别记为 f_1^{ctrl}, f_2^{ctrl})越小越好.若控制发散,则惩罚性地取二者为1000.另外还需满足时域飞行品质的各项要求,包括上升时间、调节时间、相对超调量、振荡次数和稳态误差.

4 优化方法的综合应用及优化结果

4.1 改进的多目标优化框架

传统的多目标优化框架,如多目标Pareto并行子空间优化(Multi-Objective Pareto Concurrent Subspace Optimization, MOPCSSO)框架无法适用于本文问题.①MOPCSSO只适于每个子空间均为单目标优化的情况,而本文中气动、控制学科内都有多个相互制约的优化目标;②MOPCSSO各子空间的设计变量不能重叠,而本文中许多几何参数同时对气动、隐身两个学科发生显著作用;③MOPCSSO框架每次优化计算只能得到一个逼近Pareto前沿的解,需采用不同的初始条件进行多次计算才能逼近Pareto解集,而本文的飞机设计问题计算量很大,若需多次优化则计算量无法接受.因此本文采用了一种称为CMOSSO的新型优化框架[4].图2中给出的优化流程就是这一框架的体现.

在这一框架中,根据设计问题本身的物理意义来分配设计变量、优化目标和约束条件,允许一个学科内分配多个优化目标,采用针对多目标的优化算法进行学科内部的优化;允许同一个设计变量被分配到多个学科中,在各学科中均独立对该变量进行设计,由系统级综合环节来解决冲突,从而突破只能通过多次优化才能获得Pareto前沿的限制.

4.2 杂交鼓励的多目标遗传算法

为了达到保持种群的多样性、提高寻优效率的效果,本文采用了文献[5]中提出的杂交鼓励的多目标遗传算法.该算法利用自然界中存在"杂交优势"的现象,改进了目前广泛采用的非劣排序的多目标遗传算法(NSGA-II)[5]:在交叉算子中,根据基因间的差异程度进行优化组合,鼓励差异显著的基因进行交叉运算.

4.3 迭代更新的近似模型构造方法

本研究中提出了一种迭代更新的近似模型构造方法.①采用传统的试验设计方法先得到小规模的初始训练集,用于初步建立近似模型;②对所得的近似模型进行分析,提取近似梯度、波动等特征信息;③根据这些特征信息产生补充训练集,用于更新近似模型,再对其进行分析;如此循环、迭代更新.

通过对"Levy Function"等标准算例的对比验证,表明这种方式建立了能反映系统准确特性并灵活设计训练集的反馈机制,增强了选取训练样

本的适应性和灵活性,可以在尽量小的训练集中蕴涵丰富的系统特性信息,略为增加训练集的规模和计算代价就可有效提高近似精度,从而在近似精度与训练集规模的矛盾中取得更好的折衷.

4.4 优化结果

对于气动、控制学科,其学科级优化为双目标优化问题,使用了杂交鼓励的 NSGA-II多目标遗传算法寻找 Pareto解集;对于隐身学科,其学科级优化为单目标优化问题,使用了单目标的遗传算法来寻找最优解,并使用迭代更新的近似模型构造方法构造了隐身特性的近似模型.

用 Matlab软件编制计算程序,经过约 9.1 ks的优化计算,得到了规模为 38的 Pareto解集,且选出了优化结果,如表 1.其中,9个几何参数的原始值由文献[2]给出,5个控制参数的原始值由文献[3]给出.优化目标如表 2,可见目标得到了全面改善,均优于原始值.与此同时,该优化结果满足所有约束,从而验证了本文中所建立的学科模型的正确性及所用的各种方法的有效性.

表 1 设计变量的优化结果

设计变量	取值范围	优化结果	原始值
第 1翼段半展长/m	[1.0, 1.7]	1.2360	1.35
第 1翼段前缘后掠角/(°)	[62.0, 68.0]	67.7449	65.00
第 1翼段后缘后掠角/(°)	[-20.0, -25.0]	-20.7198	-22.38
第 2翼段半展长/m	[2.95, 3.55]	3.5494	3.25
第 2翼段前缘后掠角/(°)	[62.0, 68.0]	67.0346	65.00
第 2翼段后缘后掠角/(°)	[20.0, 25.0]	20.1418	22.65
第 3翼段前缘后掠角/(°)	[62.0, 68.0]	66.5389	65.00
俯仰襟翼内侧展向站位/m	[0.85, 1.65]	1.5966	1.26
俯仰襟翼弦长/m	[1.0, 1.5]	1.2884	1.26
迎角比例系数	[0.1, 5.0]	2.2065	1.0
侧滑角比例系数	[0.1, 3.0]	1.9500	0.5
滚转角速度比例系数	[0.1, 12.0]	11.9255	6.0
偏航角速度比例系数	[0.1, 4.0]	3.9295	2.0
俯仰角速度比例系数	[0.1, 8.0]	6.3883	4.0

表 2 优化目标的优化结果

优化目标	设计结果	原始值
$K_{\max}$	11.93	11.54
x_{cp}	0.0774	0.2167
$\overline{RCS_{30}}$/dBsm	-21.0762	-19.5209
f_1^{ctrl}	7.5825	12.215
f_2^{ctrl}	0.0923	0.1449

根据设计结果,对闭环控制系统进行了数学仿真.俯仰通道在配平基础上施加 15 迎角阶跃指令,滚转通道施加 30(°)/s滚转角速度指令.其时域响应如图 3所示,迎角、滚转角速度均能快速、稳定地跟踪指令,满足各项约束.

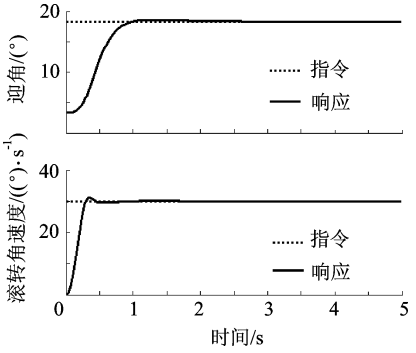

图 3 设计结果的闭环响应

5 结 论

本文对飞翼布局飞机进行的控制/气动/隐身多学科优化设计表明,在总体设计阶段综合考虑不同学科的影响,有助于提高方案的综合性能.尤其是将控制学科纳入多学科优化,可以使设计结果更具可行性.尽管本文针对 ICE飞机开展研究,但本文中优化流程、学科模型、优化算法、近似方法所组成的整体优化方案的有效性得到了验证,对其他类型飞机的多学科优化设计具有一定的通用性.当然,由于实际飞机总体设计问题的复杂性,还需要对本文的工作进行完善和扩充,如将重量等总体性能加入到学科模型中、采用更精细的学科模型,从而进一步提高飞翼布局多学科优化设计的全面性和工程实用性.

参考文献 (References)

[1] 张登峰,高金源. 飞机飞行控制律/操纵效率器多学科优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 491-494
Zhang Dengfeng, Gao Jinyuan. Multidisciplinary design optimization of flight control law and control effectors for plane[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 491-494(in Chinese)

[2] William J G. Innovative control effectors (Configure 101) dynamic wind tunnel test report[R]. AFRL-VA-WP-TR-1998-3043, 1998

[3] Yang Lingyu, Shen Gongzhang. A new optimal control allocation method for aircraft with multiple control effectors[R]. AIAA-2007-1052, 2007

[4] 孙奕捷,申功璋. 飞机多学科设计优化中的并行多目标子空间优化框架[J]. 航空学报, 2009, 30(8): 1421-1428
Sun Yijie, Shen Gongzhang. Concurrent multi-objective subspace optimization framework in aircraft multidisciplinary design optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(8): 1421-1428(in Chinese)

[5] Sun Yijie, Shen Gongzhang. Improved NSGA-II multi-objective genetic algorithm based on hybridization-encouraged mechanism[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6): 540-549

(编 辑:刘登敏)