

文章编号 :1001 - 2486(2004)02 - 0001 - 04

一种控制学科在设计回路的多学科设计优化方法*

曾庆华 张为华

(国防科技大学航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

摘要 提出了一种直接针对设计参数不确定性描述的鲁棒控制器设计方法,并将该方法的研究和多学科设计优化方法的研究结合起来,实现了控制学科在设计回路的多学科设计优化。以某无尾布局微型飞行器为例开展了气动、控制学科的并行设计优化研究,说明了该方法的可行性。

关键词 微型飞行器;飞行控制;鲁棒控制

中图分类号 V221 **文献标识码** A

MDO Research Involving Control Disciplinary in the Design Loop

ZENG Qing-hua, ZHANG Wei-Hua

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract This paper presents a robust controller design approach based on the design parameters uncertainty, which combines this method with multidisciplinary design optimization, and realizes MDO in the design loop in control disciplinary. The parallel optimization design of aerodynamics and control disciplinary for a given tailless MAV is studied to illustrate that this method is feasible.

Key words micro air vehicle; flight control; mdo; robust control

多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)方法已在微型飞行器(Micro Air Vehicle, MAV)设计中获得广泛应用^[1],但研究人员往往把飞行控制问题的研究置于飞行器基本结构的选择和设计优化回路之外,如图 1 所示,如何将飞行控制学科纳入多学科设计优化回路(如图 2),实现控制学科

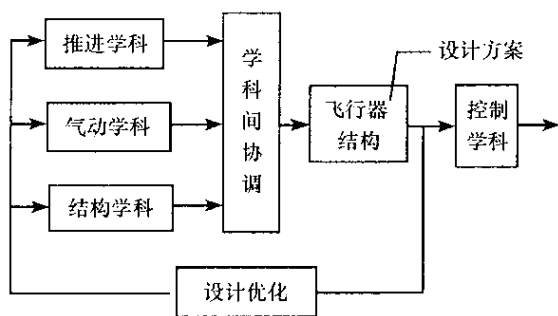


图 1 飞行器的传统设计流程
Fig.1 Traditional aircraft design

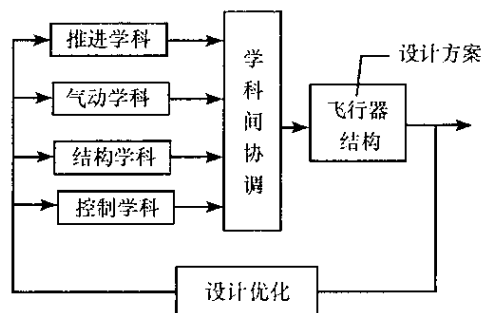


图 2 控制学科在设计回路的多学科设计优化流程
Fig.2 Aircraft design flowchart with control disciplinary in the design loop

与其它学科的并行设计与优化是飞行器设计领域的热点问题之一^[2~4]。由于鲁棒控制理论在一个统一框架下对模型结构和参数的不确定性进行处理,使得设计出来的鲁棒控制器能够适应较大的参数变化范围,从而为控制学科和其它学科的并行设计与优化提供了可能^[8]。本文从多学科设计优化需要出发,直接针对设计参数的变化进行不确定性描述,使得设计出来的鲁棒控制器具有较小保守性,为控制学科在回路 MDO 研究进行一种技术性探索。

* 收稿日期 2003 - 09 - 18
基金项目 国家自然科学基金资助项目(60175032)
作者简介 曾庆华(1966—),男,副教授,博士。

1 参数不确定性描述

假定 $\{p_s\}$ 是某系统各学科模型输出给其相应线性化对象的参数, $a_1, a_2 \in \{p_s\}$, 且是线性模型中的两个参数, 它们依赖于各学科设计参数 $\{d_s\}$ 中的一个或多个变量, 且 $\{d_s\}$ 变化范围已知。

一般情况下, x 变化时, a_1, a_2 将同时发生变化。在鲁棒控制器设计时, 往往针对线性模型参数 (如 a_1, a_2) 的最小、最大值进行不确定性描述; 当 $\{d_s\}$ 变化范围变大时, 该方法存在明显的缺点, 由于 a_1, a_2 的变化不是相互独立的, 其值取决于外部设计变量 x , 当 a_1 在 $[a_{1\min}, a_{1\max}]$ 内, a_2 的值并不是在 $[a_{2\min}, a_{2\max}]$ 区间内任意取值, 而是在该区间的特定范围内变化。因此, 如果采用这种方式描述该系统, 由于不确定性区域过大 (大于实际情况的不确定性范围), 设计出来的鲁棒控制器保守性过大, 控制品质较难实现, 不宜实现控制学科与其它学科的并行优化。

由于 MAV 体积小、质量轻, 各学科设计参数的变化范围不大, 可将 $\{d_s\}$ 划分为多个区间, 构造出多个 $\{d_s\}$ 中心点及其变化范围。对于每个区间采用响应面方法 (Response Surface Method, RSM), 建立起 $\{d_s\}$ 到 $\{p_s\}$ 之间的响应面模型, 直接用 $\{d_s\}$ 对系统不确定性进行描述。由于该方法的不确定性元素就是各学科的设计变量, 参数变化范围符合实际情况, 由此获得的不确定性描述保守性较小。现假设已获得 $\{d_s\}$ 到 $\{p_s\}$ 之间的响应面模型, 形式如下:

$$a_i = \beta_0 + b^T X + X^T B X \quad (1)$$

式中, $a_i \in \{p_s\}$ 是线性模型中第 i 个摄动参数; $X = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n] \in \{d_s\}$ 是各学科设计参数, 系数矩阵 b, B 可通过试验计算方法来确定。 X_0 为设计参数中心点, E 为设计参数摄动向量, $E = [\varepsilon_1 \ \varepsilon_2 \ \dots \ \varepsilon_n]^T$ 。令 $\bar{\Lambda}_i = b^T + 2X_0^T B + kI^T B = [\lambda_1 \ \lambda_2 \ \dots \ \lambda_n]$, 经推导可得:

$$\begin{aligned} a_i &\leq a_{i0} + \bar{\Lambda}_i k \Delta \\ &= a_{i0} + (\lambda_1 \varepsilon_1 + \lambda_2 \varepsilon_2 + \dots + \lambda_n \varepsilon_n) \end{aligned} \quad (2)$$

由式 (2) 可得到如下结论: 如果各学科设计参数 $\{d_s\}$ 到 MAV 线性化被控对象的输出参数 $\{p_s\}$ 可用二次响应面模型近似表示, 那么 MAV 线性模型中的所有摄动参数均可用设计参数 $\{d_s\}$ 的摄动向量 E 线性表示。

2 基于设计参数不确定性的鲁棒控制器设计

当采用响应面描述 MAV 线性模型中的参数与各学科设计参数之间关系时, 根据以上分析可知, MAV 状态空间实现 $(A \ B \ C \ D)$ 可表示为各学科设计参数 $\{d_s\}$ 的函数空间, 且在给定 $\{d_s\}$ 下为常数阵^[5]。于是, 可获得不确定参数的线性系统模型如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = A(d_s)x + B(d_s)u \\ y = C(d_s)x + D(d_s)u \end{cases} \quad (3)$$

由式 (3) 可得:

$$\begin{aligned} A(\cdot) &= A + E_a \Delta_a F_a, \quad B(\cdot) = B + E_b \Delta_b F_b \\ C(\cdot) &= C + E_c \Delta_c F_c, \quad D(\cdot) = D + E_d \Delta_d F_d \end{aligned}$$

其中, A, B, C, D 是适当维数实常数矩阵, 描述了系统的标称模型; $\Delta_a, \Delta_b, \Delta_c, \Delta_d$ 是不确定性参数矩阵, 反映了系统模型中的参数不确定性; $E_a, E_b, E_c, E_d, F_a, F_b, F_c, F_d$ 是适当维数的常数矩阵, 反映了模型不确定性结构。因此, 系统不确定性模型可转变为标准鲁棒控制问题的一般描述形式, 从而可利用鲁棒控制理论进行 H_∞ 最优控制器求解。

由此, 控制学科系统分析模型为: 假设给定一组设计参数的中心点 d_s 以及摄动范围 $[d_s - \Delta, d_s + \Delta]$, Sys 为系统不确定性模型 $(A \ B_1 \ B_2 \ C_1 \ C_2 \ D_{12} \ D_{21})$ 的紧缩表示, 它通过 $d_s \mapsto p_s$ 响应面近似模型的构造参数以及设计参数的中心点 $\{d_s\}$ 求取, 控制学科的鲁棒性能最优指标为 γ , 控制学科的系统分析模型简记为:

$$\gamma = F_{cm}(d_s, p_0, \Delta, Sys) \quad (4)$$

3 基于鲁棒控制的 MDO 问题描述

为简化讨论,假设系统中仅包含两个学科模型,一个学科模型为静态参数模型(简记为 SM),气动、结构、推进学科中的设计参数一般不随时间的变化而变化;另一个为动态参数模型(简记为 CM),如控制学科模型中的设计参数往往是时变的。于是,得到这类 MDO 问题的描述:

设计变量: $\{d_s, d_c\}$ 其中 $\{d_s\}$ $\{d_c\}$ 分别为 SM 和 CM 的设计变量。

目标函数: $J_{tot} = w_1\gamma + w_2J_s$ 其中 γ 为 H_∞ 指标, J_s 为 SM 目标函数, w_1, w_2 为加权系数。

系统分析 SM 为 $p_s = F_{sm}(d_s, p_0)$; CM 如式(4)

限制条件: $g_c^{\min} \leq g_c(d_s, d_c) \leq g_c^{\max}$, $g_s^{\min} \leq g_s(d_s) \leq g_s^{\max}$ 其中 $g_c(d_s, d_c)$ $g_s(d_s)$ 分别为 CM 和 SM 的限制条件。

对于以上问题采用并行子空间优化算法求解^[6]。将原问题分解为两个子空间优化问题, SM 优化问题表述为:

最小化: $J_{tot} = \gamma_{res} + wJ_s$ 其中 γ_{res} 表示 γ 的响应面近似,而非精确求解。

系统分析: $p_s = F(d_s, p_0)$

约束: $g_s^{\min} \leq g_s(d_s) \leq g_s^{\max}$

CM 优化问题表述为:

最小化: $J_{tot} = w_1\gamma + w_2J_s$ 其中 J_s 为非局部变量,根据 $\{d_s, p_s\}$ 近似计算。

系统分析: $\gamma = F_{cm}(d_s, p_0, \Delta, Sys)$

约束: $g_c^{\min} \leq g_c(d_s, d_c) \leq g_c^{\max}$

该优化算法通过引入响应面近似模型简化子学科分析难度,并把子学科的优化设计结果作为进一步构造响应面的设计点,在迭代过程中,响应面精度不断提高,直到系统协调时设计变量收敛为止。特别是 SM 设计参数 $\{d_s\}$ 在给定分段区间内变化时,控制器求解计算量大大减少。

4 算例

考虑在某无尾布局 MAV 纵向通道中引入 H_∞ 控制器实施控制,将控制学科纳入设计回路,利用并行子空间优化方法进行 MAV 气动和控制学科的并行优化。

目标函数 $J = w_1\gamma + w_2f + w_3S_{elevator}$ 其中 $f = \sqrt{[\max(l_{\text{轴向}})]^2 + [\max(l_{\text{展向}})]^2}$, f 为以 MAV 纵向和展向最大尺寸为边长的矩形对角线长度; $S_{elevator}$ 为升降舵面积; w_1, w_2, w_3 为加权系数,将目标函数中的各个量转化到相同数量级上。

气动学科设计变量 $\{d_s\}$ 包括:机翼展长、机翼根弦长、机翼梢弦长、机翼前缘后掠角、机翼上反角、机翼安装角、机翼前缘到机头距离、机身长、机身最大直径、机身最大截面位置、机身尾部直径、质心位置、平尾展长、平尾根弦长、平尾梢弦长、垂尾展长、垂尾根弦长、垂尾梢弦长、升降舵面积、方向舵面积,共 20 个设计变量。

控制学科设计变量 $\{d_c\}$ 为动态控制器状态矩阵 $[A_c, B_c, C_c, D_c]$

限制条件:滞空时间 1800s, 航程 10km, 最大高度 500m, 最小爬升率 $\geq 15^\circ$, 最小转弯半径 $\leq 20m$, 最大尺寸 $\leq 0.3m$, 载荷质量 $\geq 0.040kg$, 梢根比 $\eta \in [0.2, 1]$, 展弦比 $\lambda \in [2, 8]$, 抗风 5 级风能力, 全机质量 0.100kg, 发动机功率 112W。

图 3 给出了利用并行子空间优化方法进行迭代计算的过程,经过 294 次迭代后,目标函数值收敛。在并行子空间方法中,由于飞行控制器对于设计参数变化具有鲁棒性,控制学科只需进行有限次系统分析即可,计算量大大减小。

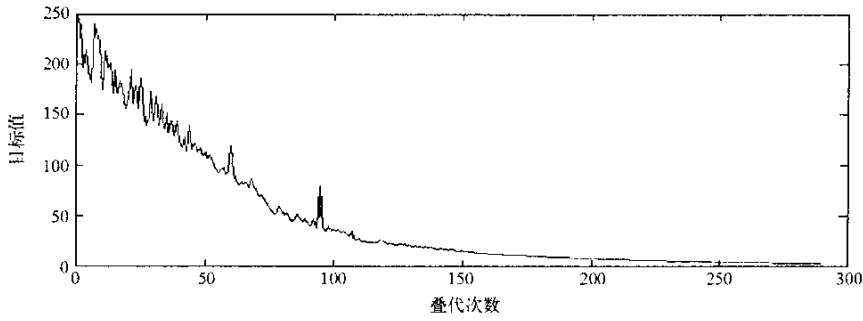


图3 MAV 气动、控制学科同步优化迭代过程

Fig.3 MAV aerodynamics and control disciplinary parallel optimum iterate process

5 结束语

将控制学科设计纳入飞行器优化设计回路,对于深入开展 MAV 多学科优化设计工作意义重大。论文将飞行器鲁棒控制器设计和多学科设计优化方法结合起来,提出了一种直接针对设计参数变化的鲁棒控制器设计方法,并以此为基础开展 MDO 设计方法研究。算例表明该方法可实现 MAV 气动、控制学科的并行优化,收敛速度较快,设计结果鲁棒性好。

参考文献:

- [1] Masoud Rais-Rohani, George R H. Multidisciplinary Design and Prototype Development of a Micro Air Vehicle[J]. AIAA Journal of Aircraft, 1999, 36(1).
- [2] Becker J, Luber W. Flight Control Design Optimization with Respect to Flight and Structural Dynamic Requirements[R]. AIAA-96-4047-CP, 1996.
- [3] Mark B T, Jason D C, Mark R M et al. A Multidisciplinary Flight Control Development Environment and Its Application to a Helicopter[J]. IEEE Control Systems, 1999(8):22-33.
- [4] Itsuro Kajiwar, Raphael T H. Simultaneous Optimum Design of Shape and Control System for Micro Air Vehicles[R]. AIAA-99-1391, 1999.
- [5] 余立. 鲁棒控制——线性矩阵不等式处理方法[M]. 北京:清华大学出版社, 2002.
- [6] Stephen M B, Marc A S. Framework for Multidisciplinary Design Based on Response-Surface Approximations[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 287-297.

