

文章编号: 100026893(2004) 022016203

含有 V 型垂尾飞机的舵面配置

苏浩秦, 邓建华

(西北工业大学 502 教研室, 陕西 西安 710072)

Effector Deployment for the Airplane with V Shape Vertical Tail

SU Haoqin, DENG Jianhua

(Faculty 502, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 现代飞机为满足先进控制技术实现和满足一定的可靠性和机动性, 要求安装较多的控制舵面, 为了使飞机安装舵面之间产生的操纵效能达到最佳, 需要对舵面的位置、附体安装角等因素进行配置。借用飞机重构控制方法, 采用 Moor@Penrose 逆法, 对飞机的操纵效能提出了一套直接控制冗余算法, 使操纵舵面之间达到最佳配置。结合国内某型号飞机含有 V 型垂尾在配平时的数据验证算法正确性。

关键词: 舵面配置; 控制效能; Moor@Penrose 逆法; 直接控制冗余; V 型垂尾

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A

Abstract: For modern airplanes, it is usually needed to install more control effectors to realize the application of advanced technique and to satisfy the requirements of reliability and maneuverability. For optimal purpose of the efficiencies of the installed effectors in combination, it is needed to deploy the factors such as the installation location and installation angle. In this paper, by using Moor@Penrose inversion method borrowed from aircraft reconfigurable control method, a set of direct control redundancy methods is brought up and the optimal control efficiencies of different effector deployments core obtained. The feasibility of the method proposed is verified by the aerodynamic data of a certain type of native airplane with V2shape vertical tail in flight balance state.

Key words: effectors deployment; control efficiency; Moor@Penrose inverse; direct control redundancy; V2shape vertical tail

为满足一定的机动性和可靠性要求, 现代先进飞机舵面呈现出增多的趋势^[1], 对舵面位置和安装角配置, 使舵面对飞机的操纵发挥最大效能非常重要。本文借用重构概念, 采用 Moor@Penrose 逆法, 对垂尾配置提出了一套评定算法, 通过计算 V 型垂尾操纵效能, 优化了垂尾安装角。

1 直接控制冗余

飞机运动可以用下述线性形式表示

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1)$$

$$z = Cx \quad (2)$$

其中: $x \in R^n$; $u = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_m] \in R^m$; $z \in R^q$ 分别为状态、控制和被控输出向量; A, B, C 为相应的阵, 并设 (A, B) 可稳。

定义 1^[2]: 对于式(1)、式(2) 描述的系统, 假设在输入空间 $I = [I_1 \ I_2 \ \dots \ I_m]$ 有 2 套不同控制输入集合 I_a, I_b , 满足 $I_a \cap I_b = A$, 相应的操纵阵为 B_a, B_b , 若 I_a, I_b 对状态空间 X 的投影满足 $\text{Proj}_x \{B_a \# I_a\} < \text{Proj}_x \{B_b \# I_b\}$, 则称 I_a 为 I_b 的直接控制冗余。

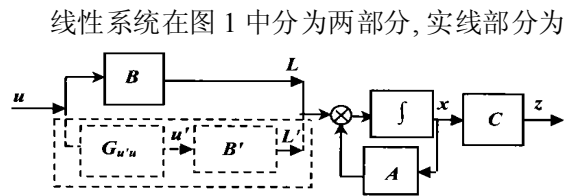


图 1 舵面配置后与原系统等效的系统模型

Fig 1 System model after effector deployment equivalent to initial system

式(1)、式(2)表示的由初始舵面配置构成的原线性系统; 虚线部分表示由于增减控制舵面数量或改变配置位置从而改变控制阵 B 为 B_c , 相应变化了的系统运动方程表示为

$$\dot{x} = Ax + B_c u \quad (3)$$

$$z = Cx \quad (4)$$

假设舵面重新配置后, A, C 阵未发生改变, $B_c \in R^{n \times s}$ 表示舵面配置后的控制阵, 舵面重新配置后的集合 $u_c = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_s] \in R^s$, 且

$$L_c = \text{Proj}_x \{B_c \# u_c\}, L = \text{Proj}_x \{B \# u\} \quad (5)$$

若满足

$$L^c = L \quad (6)$$

则说明可以用控制舵面集合 L_c 完全代替原控制舵

面集合 L 。其中 $G_{uc}(t)$ 为要设计的指令重分配器。

2 控制效能

定理1: 设舵面偏转角有界 $C > 0$, 则 $P t$ 和舵面输入集合 $I_u \subset R^s$, 总存在某一时刻 t_d 和某一舵面 $u_p \in I_u, |u_p| \leq C$, 满足式(7)

$$+ u(t) + j = |u_p(t_d)| = \sup \max_i [u_i(t)], P t, i = 1, \dots, s \quad (7)$$

定理2: 图1所示的舵面配置等效模型, 控制分配器 $G_{uc}(t) \in R^m \times R^s$, 对于渐进稳定系统, $v > 0, P u \in I_u$ 满足定理1有

$$+ G_{uc}(t) \# u(t) + [\cdot \# + u(t) + \quad (8)$$

即对于控制分配器集合 $\Gamma, G_{uc}(t) \in \Gamma$, 有 $+ G_{uc}(t) + j < \dots$

定义2: 若 $P G_{uc}(t) \in \Gamma$, 满足定理2, 存在最优控制分配器 $G_{uc}(t) |_{opt} \in \Gamma$, 满足

$$H = \inf_{G_{uc}(t) \in \Gamma} |u_p(t_d)| = \inf_{G_{uc}(t) \in \Gamma} + u(t) + j = \inf_{G_{uc}(t) \in \Gamma} \sup \max_i [u_i(t)], P t, i = 1, \dots, s \quad (9)$$

$$\text{则称 } P = C/H \quad (10)$$

为舵面配置产生的控制效能。

控制效能指操纵集合在限定范围内, 不同舵面配置按照等效模型产生的最大增益。

3 控制效能算法

Moore-Penrose 逆法是求取最优控制器的一种有效方法^[4]。不同舵面配置, 由式(6)有

$$B_{uc} = B_c G_u = B_u \quad (11)$$

考虑 $n \leq s$, 根据 Moore-Penrose 逆法, 式(9)可表示为

$$H = + uc + j = \sup \max_j [B_c^T (B_c B_c^T)^{-1} B_u(t)]_j, (j = 1, \dots, s) \quad (12)$$

当飞机在配平下飞行时, 原始模型舵偏角不随时间改变, 因此指令充分配后, 上界不会随时间改变, 式(12)可改写为

$$H = + uc + j = \max_j [B_c^T (B_c B_c^T)^{-1} B_u]_j, (j = 1, \dots, s) \quad (13)$$

由式(10)可计算出控制效能。

4 算例

假设原舵面配置为双垂尾布局, 飞机含鸭翼 d_c 、前缘襟翼 d_f 、升降舵 d_e 、副翼 d_a 、双垂尾 d_v

共5组舵面, 左右翼面联动。如图2所示, 将双垂尾布局变换成双V型垂尾布局, 其中V为垂尾安装角, 假设左右方向舵对机体和其他舵面的气动影响假设为0。飞机在Ma数为0.25, 高度为500m的飞行条件下定直平飞作为基准参考模型。

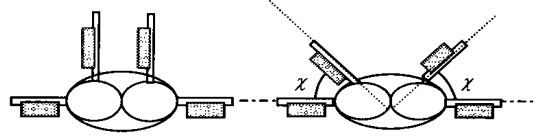


图2 将双垂尾布局变换成双V型垂尾布局

Fig2 Change from twin vertical tail effector deployment to twin V type vertical tail effector deployment

B_c 可分为16种情况, 由此产生的操纵效能 P 与 V 和配置类型关系如图3所示。

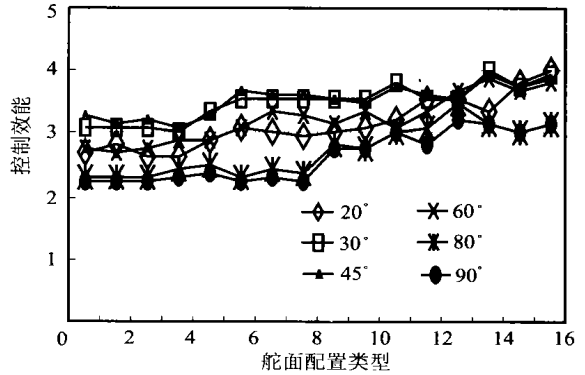


图3 双V型垂尾配置在不同的安装角下各种舵面配置与操纵效能关系图

Fig3 Relation between twin effector deployment and control efficiency at different installation angles

图中不同线型见图注, 代表 V 分别取 $20^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 80^\circ, 90^\circ$ 安装角时产生的操纵效能; 每一条线型上, 根据 B_c 分别计算16种不同配置的操纵效能, 其中配置类型(1)代表将联动双V型垂尾分解成左右独立舵面, 不分解其他联动舵面情况; (2~5)代表分解双V型垂尾和其他任意一组联动舵面为左右独立舵面的情况; 其他(6~11), (12~15), (16)分别代表分解双V型垂尾和其他任意两组, 三组, 和四组联动舵面为左右独立舵面的情况。

图3每一条线型上, 舵面数量越多, 操纵效能越高, 控制效率也越大, 配置效果就越好; 附体安装角配置在 $30^\circ \sim 45^\circ$ 之间, 其操纵效能最高, 而处于其他附体安装角配置下, 舵面配置的效能反而比 $30^\circ \sim 45^\circ$ 间的配置低, 双垂尾情况 90° 时的效能最低, 这说明操纵效能在不同的附体安装角配置中有峰值。图3可看出舵面独立分离数量越多, 效能越大, 这样就得出五组舵面同时独立分离且

附体安装角在 $30^\circ \sim 45^\circ$ 之间时, 操纵效能达到所有舵面配置效能的最大值。

5 结 论

综上, 虽然本文采用直接冗余进行舵面配置时, 并没有考虑系统状态方程的状态转移阵 A , 只是针对 B 阵进行估算和求解, 这使得此法带有一定的局限性, 但文中针对飞机多操纵面气动布局舵面配置提出了一套理论, 此理论可以用来计算飞机各种舵面配置所产生的控制冗余水平, 并以操纵效能作为衡量其大小的指标, 使各种舵面配置有了可比较的基础, 在飞机设计中具有指导意义。

参 考 文 献

[1] Calise A L, Lee S, Shama M. Direct adaptive reconfigurable

control of a tailless fighter aircraft [R]. AIAA2984108, 1998.

[2] Naredra K S, Balakrishnan J. Adaptive control using multiple models [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1997, 42(2): 171- 186.

[3] 葛彤. 操纵系统控制冗余配置 [R]. 上海交通大学博士后出站报告. 1999.

(GE T. Control redundancy deployment for manipulative System [R]. Shanghai Jiaotong University PostDoctor Report. 1999.)

[4] 程云鹏, 等. 矩阵论 [M]. 西安: 西北工业大学. 1989.

(Cheng Y P, et al. Matrix theory [M]. Xian: Northwestern Polytechnical University Press. 1989.)

作者简介:



苏浩秦(1975-) 男, 陕西西安人, 西北工业大学飞机系博士研究生, 主要从事飞机故障检测、重构和主动控制研究。

(责任编辑: 俞 敏)