

飞机机动飞行的非线性解耦控制研究

王立新 胡兆丰

(北京航空航天大学 509 教研室, 北京, 100083)

NONLINEAR DECOUPLING CONTROL STUDY FOR AIRCRAFT MANEUVERING FLIGHT

Wang Li-xin Hu Zhao-feng

(Faculty 509 of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘要 本文针对 12 维非线性飞机动力学模型, 利用非线性逆动力学理论和现代最优控制理论设计了一组含有指令静差积分环节的非线性解耦控制规律。这组控制规律使得对状态变量、控制变量以及它们变化率进行加权约束的性能指标极小, 并能用平缓的操纵反应和较小的控制能量使飞机达到完全解耦的指定状态。由于这组控制规律计及了飞机动力学模型中的非线性因素, 能够弥补飞机机动飞行时非线性特性的恶化影响, 在整个飞行包线内都能为飞机提供优良的操纵品质和飞行性能。

关键词 非线性系统, 机动飞行, 飞行控制, 解耦, 逆系统

Abstract Based on 2-state nonlinear aircraft dynamic model, a nonlinear decoupling control law which contains command static error integral loop is designed by combining nonlinear inverse dynamics theory and modern optimal control theory. This control law could minimize the performance index which contains the weighted state variables, control variables and their varying rates. Using this control law, the aircraft could capture the desired flight state more accurately and decouples the control more completely with smooth control responses and less control energy. As the control law more accurately represents the nonlinear factors that arise in aircraft dynamic model and remedies the degrading of aircraft nonlinear dynamical behavior during maneuvering flight, it offers the potential for providing high levels of handling quality and flight performance in the entire flight envelope of the aircraft.

Key words nonlinear systems, maneuvering flight, flight control, decoupling, inverse systems

现代飞机在空间机动飞行时, 会出现纵横向运动的交叉耦合。这些非线性因素严重地影响到飞机的动态特性, 导致基于飞机线性运动模型的控制规律不能获得满意的效果。

如何利用非线性逆动力学理论来设计飞行控制规律, 在飞行力学领域已引起了广泛的兴趣。Asseo^[1]首先针对一个简单的飞机模型设计了一组解耦控制律; Singh 和 Schy^[2, 3]用这一理论设计了一组能够消除飞机剧烈滚转耦合反应的控制规律; 为了防止飞机失速进入尾旋, Lane 和 Stengel^[4]采用这一理论设计的控制规律也取得了很好的效果。同时,

1991 年 3 月收到, 1991 年 12 月收到修改稿

Meyer 和 Menon 等人^[5, 6]分别利用线性变换理论和奇异摄动理论进行了非线性控制规律的设计。本文在前人工作的基础上,把最优控制论中的线性二次型跟踪器理论引进到设计过程中,对状态变量和控制变量及其变化率进行加权约束,得到一组含有指令静差积分环节的控制规律。这组控制规律能够以较小的控制能量和较平缓的操纵动作比较彻底地解耦飞机的纵横向运动,直接控制飞机的某组指令矢量并完全消除其静差,从而使飞机精确地达到指定飞行状态。

1 非线性解耦控制理论

1.1 非线性动力学模型的逆系统

一般非线性动力学模型可表示成

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x}) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (1a)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (1b)$$

其中, \mathbf{x} 是 n 维矢量; \mathbf{u} 和 \mathbf{y} 是 m 维矢量; $\mathbf{A}(\mathbf{x})$, $\mathbf{B}(\mathbf{x})$, \mathbf{C} 分别是 $n \times 1$, $n \times m$, $m \times n$ 维矩阵, ($m \leq n$)

定义 k 阶微分算子 $L_4^k(\cdot)$

$$L_4^k(\mathbf{x}) = \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^{k-1}(\mathbf{x}) \right] \mathbf{A}(\mathbf{x}) \quad (2a)$$

$$L_4^0(\mathbf{x}) = \mathbf{x} \quad (2b)$$

$$L_4^1(\mathbf{x}) = \mathbf{A}(\mathbf{x}) \quad (2c)$$

将第 i 个输出变量对时间求导,直到其表达式中出现控制变量。

$$\dot{y}_i = C_i \dot{\mathbf{x}} = C_i \mathbf{A}(\mathbf{x}) + C_i \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} = C_i L_4^1(\mathbf{x}) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^0(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (3a)$$

$$\begin{aligned} \ddot{y}_i &= C_i \dot{\mathbf{x}} = C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^1(\mathbf{x}) \right] \mathbf{A}(\mathbf{x}) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^1(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} \\ &= C_i L_4^2(\mathbf{x}) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^1(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} \end{aligned} \quad (3b)$$

⋮

$$\begin{aligned} y_i^{(d_i)} &= C_i \dot{\mathbf{x}} = C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^{d_i-1}(\mathbf{x}) \right] \mathbf{A}(\mathbf{x}) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^{d_i-1}(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} = C_i L_4^{d_i}(\mathbf{x}) \\ &\quad + C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^{d_i-1}(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u} \end{aligned} \quad (3c)$$

定义 d_i 为 $C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^{d_i-1}(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x}) \neq 0$ 的最少微分次数 j

$$d_i = \min \left\{ j: C_i \left[\frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} L_4^{j-1}(\mathbf{x}) \right] \mathbf{B}(\mathbf{x}) \neq 0; j = 1, 2, \dots, n \right\} \quad (4)$$

对输出矢量的每个元素进行上述微分后,可以得到输出矢量满足的动力学方程

$$y^{(d)} = \begin{bmatrix} y_1^{(d_1)} \\ y_2^{(d_2)} \\ \vdots \\ y_m^{(d_m)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 L_A^{d_1}(x) \\ C_2 L_A^{d_2}(x) \\ \vdots \\ C_m L_A^{d_m}(x) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_1 \frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_1-1}(x) \\ C_2 \frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_2-1}(x) \\ \vdots \\ C_m \frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_m-1}(x) \end{bmatrix} \mathbf{B}(x) \mathbf{u} \quad (5)$$

记 $A_i^*(x) = C_i L_A^{d_i}(x)$ (6a)

$$B_i^*(x) = C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_i-1}(x) \right] \mathbf{B}(x) \quad (6b)$$

(5)式可以改写成

$$\mathbf{y}^{(d)} = \mathbf{A}^*(x) + \mathbf{B}^*(x) \mathbf{u} \quad (7)$$

对于非线性系统 (1)，若在 R 域内存在非线性控制规律

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{F}(x) + \mathbf{G}(x)\mathbf{v}(t) \quad (8)$$

其中， $\mathbf{v}(t)$ 是 m 维矢量，使得输入矢量的第 i 个分量 v_i 仅仅影响输出矢量的第 i 个分量 y_i ， $i = 1, 2, \dots, m$ ，则称原系统在 R 域内被 u 解耦控制。控制规律 (8) 存在的充要条件是 $B^*(x)$ 在 R 域内可逆^[1]。

当 $B^*(x)$ 可逆时，可以构造一组矩阵

$$\mathbf{G}(x) = [\mathbf{B}^*(x)]^{-1} \quad (9a)$$

$$\mathbf{F}(x) = [\mathbf{B}^*(x)]^{-1} \mathbf{A}^*(x) \quad (9b)$$

将(8)式、(9)式代入(7)式得

$$\mathbf{y}^{(d)} = \mathbf{v} \quad (10)$$

即 \mathbf{y} 被 \mathbf{u} 解耦控制。这时原系统的逆系统模型可表示成

$$\mathbf{x} = [\mathbf{A}(x) - \mathbf{B}(x)\mathbf{F}(x)] + \mathbf{B}(x)\mathbf{G}(x)\mathbf{v} \quad (11a)$$

$$\mathbf{u} = -\mathbf{F}(x) + \mathbf{G}(x)\mathbf{v} \quad (11b)$$

其中， $\mathbf{v} = \mathbf{y}^{(d)}$ 是逆系统的输入， \mathbf{u} 是逆系统的输出。

由 (10) 式显见，如何计算一个理想的逆系统输入 \mathbf{v} ，是决定输出矢量 \mathbf{Y} 反应特性的关键。

1.2 逆系统模型的输入设计

在文献[4]中，令

$$\mathbf{v} = - \sum_{i=0}^{d-1} P_i y^{(i)} + P_0 y_c \quad (12)$$

其中， $y^{(i)}$ 是输出矢量的 i 阶导数， P_i 是 $m \times m$ 维常数对角阵； y_c 是系统新的输入矢量，取为输出矢量的指令值。由此得到系统解耦后的线性定常方程

$$y^{(d)} + P_{d-1} y^{(d-1)} + \dots + P_0 y = P_0 y_c \quad (13)$$

显见, 只要适当选取系数矩阵 P ($i = 0, 1, \dots, d-1$), 方程 (13) 具有稳态解 y_c 。将 (9) 式、(12) 式代入 (8) 式, 即得到非线性系统的解耦控制规律, 简记这种形式的控制规律为“控制规律 1”。

本文采用最优控制论的线性二次型跟踪器理论计算逆系统的输入 v 。线性跟踪器的功能就是在使一个计及状态变量、控制变量及其时间变化率的二次型指标极小的同时, 产生一个由状态变量和控制变量组合而成的输出矢量, 并且最终使其达到给定指令值。

由方程 $y^{(d)} = v$, 令

$$\left. \begin{aligned} v &= v_1 \\ v &= v_2 \\ &\vdots \\ v &= v_d \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

方程 (10) 可改写成常用的一般线性方程矩阵形式。采用文献 7 给出的跟踪器调节规律的设计结果得到

$$v = - \sum_{i=0}^{d-1} K_i y^{(i)} + L \int_0^t (y - y_c) dt \quad (15)$$

至于常数对角阵 K_i 和 L , 可由设计者根据飞机的输出矢量和控制矢量希望的反应特性来选取, 或通过求解代数 Riccati 矩阵方程得到。

系统解耦后的线性定常方程为

$$y^{(d)} + K_{d-1} y^{(d-1)} + \dots + K_0 y = L \int_0^t (y - y_c) dt \quad (16)$$

将式 (9)、式 (15) 代入式 (8), 得到的非线性解耦控制规律记为“控制规律 2”。综合上述分析, 采用“控制规律 2”的非线性控制系统的结构框图如下所示。

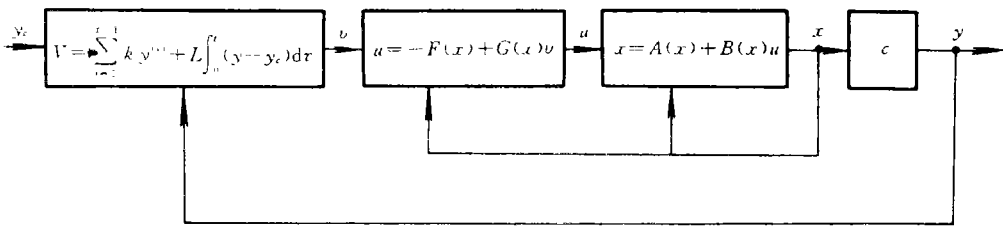


图 1 非线性解耦控制系统的结构框图

2 非线性解耦控制规律设计

为研究问题的方便起见, 本文采用风轴坐标系和惯性主轴坐标系下的飞机运动方程

$$(W/g)v = T - D - W \sin\gamma \quad (17)$$

$$(W/g)(v - pw + ru) = Y + W \sin\gamma \cos\theta \quad (18)$$

$$(W/g)(w + pv - qu) = Z + W \cos \varphi \cos \theta \quad (19)$$

$$\mathbf{I}_x p + (\mathbf{I}_z - \mathbf{I}_y) qr = \mathbf{L} \quad (20)$$

$$\mathbf{I}_y q - (\mathbf{I}_z - \mathbf{I}_x) rp = \mathbf{M} \quad (21)$$

$$\mathbf{I}_z r + (\mathbf{I}_y - \mathbf{I}_x) pq = \mathbf{N} \quad (22)$$

$$\dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \quad (23)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (24)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \quad (24)$$

$$\dot{\varphi}_w = p_w + q_w \sin \varphi_w \tan \gamma + r_w \cos \varphi_w \tan \gamma \quad (26)$$

$$\dot{\gamma} = q_w \cos \varphi_w - r_w \sin \varphi_w \quad (27)$$

$$\dot{\psi}_w = q_w \sin \varphi_w \sec \gamma + r_w \cos \varphi_w \sec \gamma \quad (28)$$

角速度之间有关系式

$$\alpha = q - q_w \sec \beta - p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta \quad (29)$$

$$\beta = r_w + p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (30)$$

$$p_w = p \cos \alpha \cos \beta + (q - \alpha) \sin \beta + r \sin \alpha \cos \beta \quad (31)$$

发动机油门控制采用一阶延迟环节

$$\delta_T = -\frac{1}{\tau_e} (\delta_T - \delta_{T_c}) \quad (32)$$

其中, δ_{T_c} 是油门指令, 延迟时间常数 τ_e 取为 5s。

方程组中, 式(17)是风轴坐标系下的速度方程; 式(18)~(22)式是主惯性轴系下的非线性动力学方程; 式(23)~(25)式、(26)式~(28)式分别是体轴和风轴系下的欧拉角方程。飞机的原始数据取自文献[8]。

需要指出的是, 在设计解耦控制规律时, 必须忽略三个控制面所产生的气动力。否则, 对于很小的控制指令值都需要舵面不合实际的很大变化。这是因为在飞机操纵问题中, 主要是通过舵面的气动力矩而不是气动力来操纵的缘故。但是在引入控制系统的闭环飞机数字模拟计算中, 仍计及舵面产生的气动力效果。

设计非线性解耦控制规律时, 需要首先确定作为控制的指令变量。对于不同的飞行任务, 可以选择不同的状态变量作为控制指令。本文假设飞机在飞行中需要跟踪一条空间航迹, 也即精确地跟踪飞行航迹角 γ 和偏航角 ψ_w 。飞机空间机动飞行时, 往往通过滚

转操纵, 利用升力矢量的侧向分量来改变飞行速度方向。因此, 驾驶员也希望能够精确地控制飞机滚转角 φ 。同时, 飞行速度 v 也是飞行控制中感兴趣的指令变量。综上所述, 可以选择以下 4 个变量作为飞行控制指令。

$$y = (v, \psi, \gamma, \varphi)^T \quad (33)$$

利用飞机的动力学方程组, 分别对 v, φ 求二次微分, 对 γ, ψ 求三次微分, 可以推导出一组非线性控制规律。前文已提及, 解耦控制规律存在的充要条件是 $B^{-1}(x)$ 可逆, 因此, 设计控制规律时必须避开任何可能引起 $B^{-1}(x)$ 奇异的飞行状态。可以证明, 本文算例中使 $B^{-1}(x)$ 奇异的最小飞行迎角为 6.73 弧度, 已大大超出了飞机的正常飞行包线。

至于控制规律中的常数对角矩阵, 本文根据飞机输出矢量和控制矢量的反应特性来选取, 得到的控制规律能够使飞机指令变量的反应近似为线性系统的单输入、单输出反应, 并能尽快达到给定指令值, 而又不出现过大的超调。选取的常数矩阵对角元素列于表 1。

表 1 控制规律常数矩阵的对角元素

指令变量	控制规律 1			控制规律 2			
	P	P_1	P_2	K	K_I	K_D	L
v	0	15	14	0	16	14	-6
ψ	0	3	3	0	9	10	-8
γ	8	15	9	5	14	15	-10
φ	4	9	7	0	10	7	-3

3 飞机运动的解耦控制

本文在设计控制律时, 引进了最优控制论中的线性二次型跟踪器理论, 得到一组含有指令静差积分环节的非线性解耦控制规律。为了比较这种设计方法和文献[4]设计方法的差异, 可以计算出分别加上这两组控制规律的闭环飞机时间响应历程。由于篇幅所限, 本文仅给出 $y_1 = (0, 0, 5^\circ, 0)^\top$ 的飞机纵向反应曲线和 $y_2 = (0, 0, 0, 5^\circ)^\top$ 的飞机横侧反应曲线, 分别如图 2 和图 3 所示。结果表明, 引入非线性解耦控制规律后, 忽略陀螺力矩而仅计及由于飞机外形略不对称而导致的纵横交感导数的影响时, 纵向控制指令只会引起可以忽略的飞机横侧运动; 一定范围内的横侧控制指令也仅引起很微小的飞机纵向运动。从指令变量的反应看, 由于在“控制规律 2”中引入了指令变量的静差积分环节, 它能够更加彻底地解耦飞机的纵横向运动, 完全消除飞机指令变量的静差, 使飞机更加精确地跟踪预先指定的状态。从操纵变量的反应看, 由于在设计“控制规律 2”时, 对操纵变量及其变化率进行了加权约束, 因此, 这组控制律能够以较小的控制能量和较平缓的操纵变化来完成希望的飞行控制任务, 而不会出现“控制规律 1”引起的变化较为剧烈的操纵反应。但加入“控制规律 2”后, 由于舵面偏度较小和变化较为平缓, 指令变量反应的调节时间比加入“控制规律 1”时的略长。

总之, 本文设计的解耦规律对于飞机机动飞行的控制特别有效, 它通过弥补飞机动态

特性的恶化, 能够在整个飞行包线内为飞机提供优良的操纵品质和飞行性能。

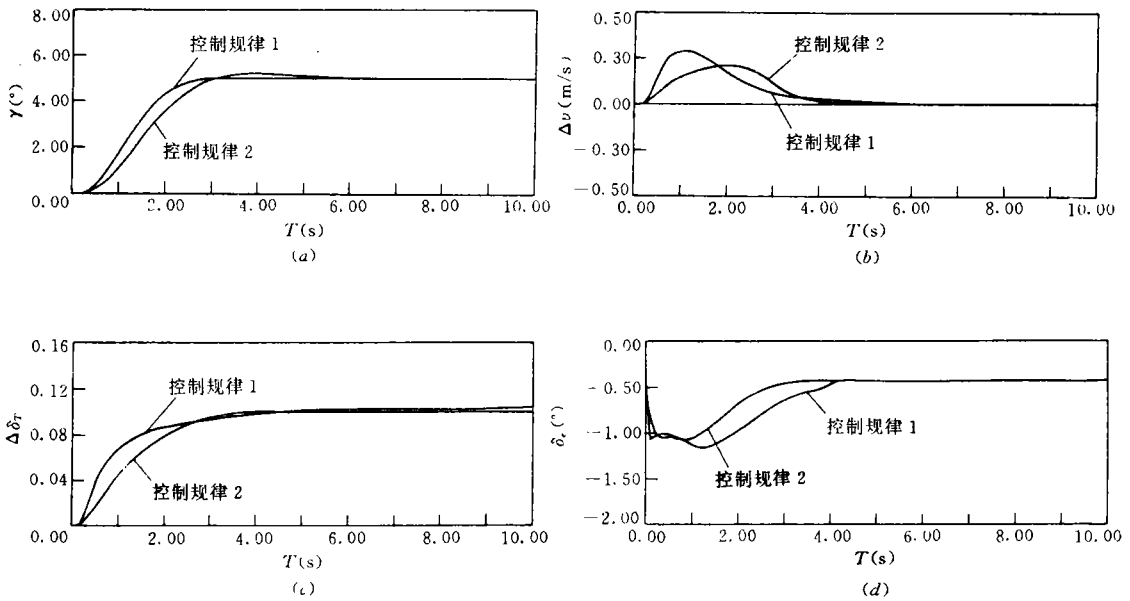


图 2 $y_c = (0, 0, 5^\circ, 0)^T$ 的闭环飞机响应

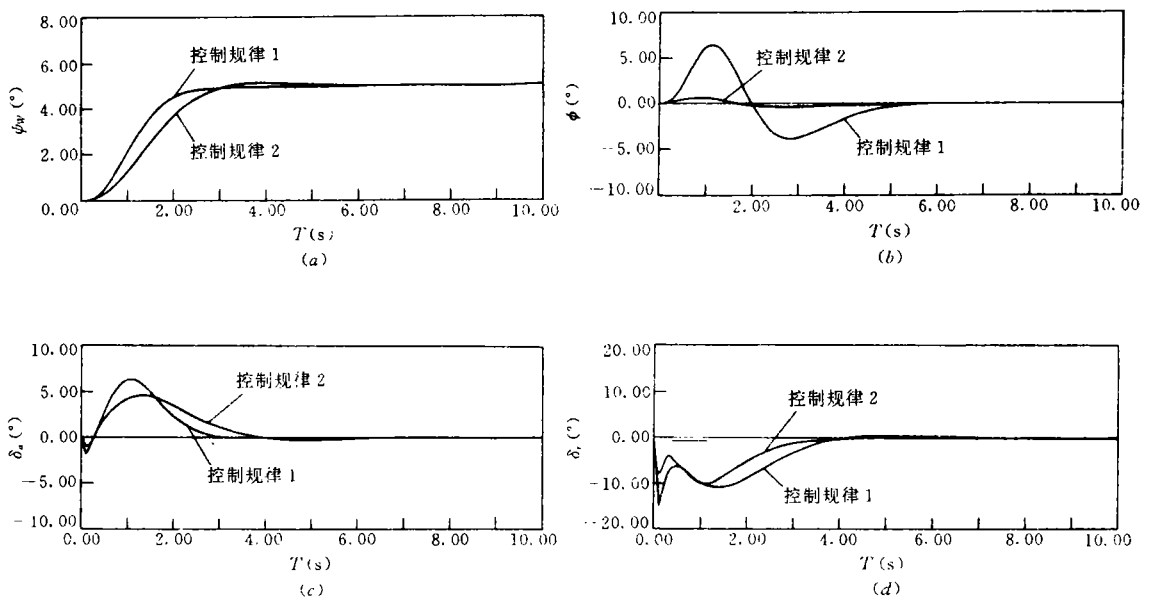


图 3 $y_c = (0, 0, 0, 5^\circ)^T$ 的闭环飞机响应

参 考 文 献

1 Asseo S J. Decoupling of a class of Nonlinear System and Its Application to an Aircraft Control Prob-

- lem. *J Aircraft*. 1973; 10:(12) 739~747
- 2 Singh S N, Schy A A. Nonlinear Decoupled Control Synthesis for Maneuvering Aircraft. *Proc Conf Decision and Control*. Fort Lauderdale, FL, 1979: 360~370
- 3 Singh S N, Schy A A. Output Feedback Nonlinear Decoupled Control Synthesis and Observer Design for Maneuvering Aircraft. *Int J Control*, 1980; (31): 781~806
- 4 Lane S H, Stengel R F. Flight Control Design Using Non-linear Inverse Dynamics. *Automatica*, 1988; 24:(4) 471~483
- 5 Meyer G, Su R. Application of Nonlinear Transformations to Aircraft Flight Control. *Automatica*, 1984; 20:(1) 103~107
- 6 Menon P K A, Badgett M E. Nonlinear Flight Test Trajectory Controllers for Aircraft. *J Guidance*, 1987; 10:(1) 67~72
- 7 王立新, 飞机空间机动飞行的指令调节规律设计. *飞行力学*, 1989; (1) 26~38
- 8 Rhoads D W, Schuler T M. A Theoretical and Experimental Study of Airplane Dynamics in Large-Disturbance Maneuvers. *J Aeronautical Science*, 1957; (24) 507~526, 532
-

学会活动 中国航空学会第四次重量工程学术交流会

中国航空学会第四届重量工程学术交流会于1992年6月2日~9日在四川泸定召开, 航空航天工业部所属11个单位26名代表参加, 由成都飞机研究所孙振家高级工程师主持, 成都飞机研究所科技委副主任陈世豪研究员代表四川航空学会和成都飞机研究所致词。大会收到31篇论文, 会议交流28篇。本届会议论文特点是: (1)论文题材涉及专业面广泛, 除重量工程外, 还有结构、载荷、发动机、可靠性、试飞、标准和系统等, 体现了重量工程专业与飞机设计的密切关系; (2)论文学术水平普遍提高, 实用价值大, 总结了型号研制中的经验和创造; (3)介绍了国际上重量工程的先进技术及其在国内的应用情况。会议代表着重研讨了由于我国航空产品进入国际市场, 自行研制型号增多, 重量工程已处于重要地位, 重量工作手段也已发生变化, 重量工程与其它专业的技术性约束更加深入等问题。目前, 航空航天工业部正在组织编写总结性的重量标准、规范和飞机设计手册(重量和平衡), 将引起我国重量工程的迅速发展。

根据中国航空学会飞机总体设计专业委员会即将成立, 并已确定设置重量工程专业学组的情况。会议建议学组挂靠在成都飞机研究所。会议确定第五届航空重量工程专业学术交流会在1994年召开, 并委托西安飞机制造公司为承办单位。会议评选出的3篇优秀论文是西安飞机研究所沈坤元的“机身结构重量控制”、陕西飞机制造公司孙耀良的“运8C型飞机的重量控制”和成都飞机研究所孙振家的“重量工程与计算技术”。

(李铁柏)