

现代飞机设计中的

飞行力学原理

现代飞机设计中的 飞行力学原理

X. 哈佛尔, G. 萨克斯著

祝存清 译

肖业伦 校

忻鼎定

1985年

内 容 简 介

本书全面而系统地阐述了采用主动控制技术的现代飞机设计中的飞行力学基本原理。主要内容有：放宽纵向静稳定性的飞机的飞行性能和动力学特点；直接升力控制和直接侧力控制的飞机的特点；主动控制技术的其它用途，包括：人工侧向稳定性，机动襟翼及可变弯度机翼，机动载荷调节，阵风减弱以及主动颤振抑制。

本书可供具有一定空气动力学和飞行力学基础知识的航空科技人员学习参考，也可作为大学本科生和研究生的教学参考书。

现代飞机设计中的飞行力学原理

X. 哈佛尔 著
G. 萨克斯 著
祝存清 译
肖业伦 校
忻鼎定 校

责任编辑 姜悦敏
李志强

封面设计 俞志刚

编辑出版：飞行力学杂志社编辑部

印 刷：西安 7226 印刷厂

· 内部发行 ·

著者前言

自从喷气运输机投入使用以来的过去 20 年间，航空交通取得了其它经济部门所没有的异乎寻常的发展。与此同时，飞机在经济性、舒适性、安全性，特别是在噪音传播方面不断得到改进。即使宽机身飞机，特别是欧洲“空中汽车”（Airbus）成功地投入航线使用，也不能说这种发展到了尽头。在航空交通中节约能源的必要性迫使人们采取各种措施改进未来一代民航机的经济性。即将投入使用的新的气动力机翼方案，即超临界机翼将对此作出重要贡献。以“主动控制技术”或者“CCV 技术”著称的设计概念，例如飞机的人工稳定、直接力控制、机翼上为降低静载荷和动载荷的主动操纵面以及机翼翼型自动地和某一最佳值进行匹配（它也和充分利用超临界翼型特征有关）等等，改变了迄今为止在飞机的飞行力学设计中所应该注意的前提。上面所提到的那些问题也在许多科学报告会中讨论过。有关这些问题已发表了大量的文章。但是还缺乏一本对这些飞行力学的新问题进行详尽而系统叙述的综述性的书籍。

本书作者意图以此书为弥补当前在这方面明显存在的空缺而作出自己的贡献。

本书内容大大超过一般教材，特别适用于那些作实际工作的年轻工程师，使他们了解新技术飞机的飞行力学设计问题。

在每章之后附有参考文献供读者参考。

译 者 的 话

设计现代飞机需要结合控制技术来考虑飞机的外形和结构方案，通常称之为主动控制技术（ACT）或随控布局（CCV），目前已引起国内外航空科技人员，包括从事飞机总体设计、空气动力学、飞行力学和飞行控制等专业工作人员的广泛重视。在这方面，联邦德国 X. 哈佛尔和 G. 萨克斯两位教授的这本书从飞行力学的角度，比较系统和全面地阐述了主动控制技术的基本原理，反映了它所涉及的范围、概念和最新成果。

本书在论述上重视阐明物理概念，适当辅以必要的数学推导，并附有大量的插图和曲线，便于工程使用。本书虽不是一本入门性的教科书，但讲得比较深入浅出，可供具有一定空气动力学和飞行力学基础知识的航空科技人员学习参考，亦可作为大学本科生和研究生的教学参考用书。

本书翻译中，得到北京航空学院张桂联教授的热情帮助。在出版过程中，飞行力学杂志社给予了大力支持，在此一并表示感谢。

由于水平有限，译文中一定会有错误和不当之处，恳切希望读者批评指正。

译 者

1985年4月8日

目 录

符号

引言

第一章 自然稳定性和人工稳定性飞机的设计特点

1.1	概述	(11)
1.2	尾翼设计	(12)
1.2.1	自然稳定性飞机的尾翼设计	(12)
1.2.2	放弃自然稳定性时的尾翼设计	(17)
1.2.3	尾翼设计的附加条件	(23)
1.3	<u>配平阻力</u>	(27)
1.3.1	概述	(27)
1.3.2	整架飞机的配平阻力	(28)
1.3.3	最小配平阻力	(30)
1.3.4	阻力最佳的重心位置	(38)
1.3.5	阻力最佳的重心位置和自然稳定边界关系	(43)
1.3.6	人工稳定时阻力最佳重心位置和允许的重心范围的匹配问题	(51)
1.4	<u>最大配平升力</u>	(55)
1.4.1	概述	(55)
1.4.2	绝对最大升力	(56)
1.4.3	升力最佳的重心位置	(57)
1.4.4	升力最佳的重心范围	(59)
1.4.5	与阻力最佳重心范围以及操纵边界的关系	(62)
1.5	不操纵的不稳定飞机的动态特性	(64)
1.5.1	概述	(64)
1.5.2	气动系数和稳定性导数	(65)
1.5.3	运动方程	(71)
1.5.4	飞机的固有运动模态	(75)

参考文献

第二章 直接力控制

2.1	概述	(92)
2.2	直接升力控制	(93)
2.2.1	概述	(93)
2.2.2	用升降舵偏转来控制航迹的常规技术	(94)
2.2.3	产生直接升力变化的途径	(98)
2.2.4	直接升力变化的作用点	(101)

2.2.5	过载系数对重心移动的敏感性	(105)
2.2.6	长时间升力影响	(107)
2.2.7	失速特性	(112)
2.2.8	升力作用点的自动匹配	(114)
2.2.9	长时间航迹稳定性	(116)
2.2.10	瞬变过程时间特性	(122)
2.2.11	直接升力控制的其它用途	(123)
2.2.12	升力控制面对稳定性的影响	(125)
2.3	直接侧力控制	(127)
2.3.1	侧向航迹控制	(127)
2.3.2	可达到的转弯性能	(128)
2.3.3	产生侧力的途径	(132)
2.3.4	耦合效应	(136)
2.3.5	直接侧力的作用点	(138)
2.3.6	三自由度的分析	(141)
2.3.7	直接侧力控制的其它用途	(144)
2.3.8	侧风着陆	(145)
2.3.9	侧力控制面对稳定性的影响	(148)
2.4	直接阻力控制	(155)

参考文献

第三章 主动控制技术的其它用途

3.1	概述	(165)
3.2	人工侧向稳定性	(165)
3.2.1	稳定性要求和配平要求	(165)
3.2.2	大迎角飞行和超音速飞行	(166)
3.3	自动的机动襟翼, 可变的机翼弯度	(168)
3.3.1	有关飞行性能的讨论	(168)
3.3.2	阻力和升力	(170)
3.4	机动载荷控制	(173)
3.4.1	用途	(173)
3.4.2	载荷移到机翼中段的缺点	(176)
3.4.3	大型飞机的机动载荷控制	(177)
3.5	阵风影响的减弱	(177)
3.5.1	用途	(177)
3.5.2	减小结构载荷	(177)
3.5.3	减小飞行员的负担	(178)
3.5.4	提高乘客的舒适性	(178)

3.6 主动颤振抑制..... (181)

参考文献

附录

A1 机翼和平尾的干扰阻力

A2 机动飞行时阻力最佳重心位置的移动

参考文献

符 号

大写字母

符 号	意 义	单 位
A	升力 (无下标时代表全机)	N
A_V	升力对速度的导数	$N \text{ sm}^{-1}$
A_α	升力对迎角的导数	$N \text{ rad}^{-1}$
B	特征方程的系数	
C	特征方程的系数	
C_A	升力系数 (无下标时代表全机)	
C_{A0}	定常飞行的升力系数	
$C_{A,0}$	在非对称极曲线中最小未配平阻力所对应的升力系数	
$C_{A\alpha}$	升力线斜率 (无下标时代表全机)	rad^{-1}
$C_{A\dot{\alpha}}$	升力系数对迎角变化率的导数	
$C_{A\dot{q}}$	升力系数对俯仰速率的导数	
$C_{A\eta}$	升力系数对升降舵偏角的导数	rad^{-1}
$C_{A\delta}$	升力操纵面的升力导数	rad^{-1}
C_l	滚转力矩系数	
$C_{l\beta}$	滚转力矩系数对侧滑角的导数	rad^{-1}
C_{lP}	滚转阻尼导数	
C_{lr}	滚转力矩系数对偏航速率的导数	
$C_{l\xi}$	滚转力矩系数对方向舵偏角的导数	rad^{-1}
$C_{l\xi}$	滚转力矩系数对副翼偏角的导数	rad^{-1}
C_m	俯仰力矩系数	
C_{m0}	零升俯仰力矩系数 $C_m(C_A=0)$ (无下标时代表全机)	
$C_{m\alpha}$	俯仰力矩系数对迎角的导数	rad^{-1}
$C_{m\dot{\alpha}}$	俯仰力矩系数对迎角变化率的导数	
$C_{m\dot{q}}$	俯仰阻尼导数	
$C_{m\eta}$	俯仰力矩系数对升降舵偏角的导数	rad^{-1}
C_n	偏航力矩系数	
$C_{n\beta}$	偏航力矩系数对侧滑角的导数	rad^{-1}
C_{nr}	偏航阻尼导数	
C_{nP}	偏航力矩系数对滚转速率的导数	
$C_{n\xi}$	偏航力矩系数对方向舵偏角的导数	rad^{-1}
$C_{n\xi}$	偏航力矩系数对副翼偏角的导数	rad^{-1}

续表

符 号	意 义	单 位
C_w	阻力系数	
C_{w_0}	零升阻力系数 (当 $C_A = 0$ 时)	
$C_{w,0}$	在非对称极曲线中最小、未配平阻力系数 (当 $C_A = C_{A,0}$ 时)	
$(C_w)_0$	定常飞行的阻力系数	
C_{wmin}	配平最小阻力系数	
C_{wA}	升致阻力系数	
$C_{w\alpha}$	阻力系数对迎角的导数	rad ⁻¹
C_{wi}	诱导阻力系数	
$C_{w\eta}$	阻力系数对升降舵偏角的导数	dar ⁻¹
$C_{w\delta}$	升力操纵面的阻力导数	rad ⁻¹
C_{wint}	干扰阻力系数	
C_Y	侧力系数	
$C_{Y\beta}$	侧力系数对侧滑角的导数	rad ⁻¹
C_{Yr}	侧力系数对偏航速率的导数	
$(C_{Y\beta})_{DSK}$	由侧力操纵面引起的侧力系数对侧滑角的导数	rad ⁻¹
$C_{Y\zeta}$	侧力系数对方向舵偏角的导数	rad ⁻¹
$C_{Y\xi}$	侧力系数对副翼偏角的导数	rad ⁻¹
$C_{Y\delta}$	侧力操纵面的侧力导数	rad ⁻¹
D	行列式	
D	特征方程的系数	
E	特征方程的系数	
F	发动机推力	N
$F(x_s)$	重心因子	
F_v	推力对速度的导数	N s m ⁻¹
H	飞行高度	m
I_x, I_y, I_z	绕 x, y, z 轴的惯性矩	kg m ²
I_{xz}	惯性积	kg m ²
Im	虚部	-, s ⁻¹
L	滚转力矩	N m
M	马赫数	
M	俯仰力矩	N m
M_B	弯曲力矩	N m
M_q	俯仰力矩对俯仰速率的导数	N m s rad ⁻¹
M_α	俯仰力矩对迎角的导数	N m rad ⁻¹

续表

符 号	意 义	单 位
$M_{\dot{\alpha}}$	俯仰力矩对迎角变化率的导数	$N m s rad^{-1}$
N	偏航力矩	$N m$
N_{FW}	主起落架的法向力	N
Re	实部	$-, s^{-1}$
S	面积（无下标时代表机翼面积），参考面积	m^2
T	时间常数	s
V	飞行速度，地面速度	$m s^{-1}$
W	阻力（无下标时代表全机）	N
W_v	阻力对速度的导数	$N s m^{-1}$
W_{α}	阻力对迎角的导数	$N rad^{-1}$
Y	侧力	N
Z	离心力	N

小写字母

符 号	意 义	单 位
a	音速	$m s^{-1}$
a_1	下洗梯度对 α^*_{WA} 之比	
a^*_1	水平尾翼处下洗梯度与其在无限远处之值之比	
b	翼展（无下标时代表机翼翼展）	m
b	单位耗油率	$kg N^{-1} s^{-1}$
e	诱导阻力与其在椭圆形环量分布下的最小值之比	
e_{rel}	$e_{FR\bar{q}}$ 对 $e_{H\bar{q}H}$ 之比	
g	重力加速度	$m s^{-2}$
i_x, i_y, i_z	回转半径, $i_k = \sqrt{I_k/m}$, $k = x, y, z$	m
k	升致阻力因子（无下标代表全机）	
k_R	抬前轮速度与最小速度之比	
k_L	惯性积 I_{xz} 对 I_x 之比	
l_{μ}	机翼参考弦长	m
m	飞机质量	kg
m_B	燃油质量	kg
\dot{m}_D	燃油流量	$kg s^{-1}$
n	过载系数，总的	
n_v	推力与速度的关系式中的指数	

续表

符 号	意 义	单 位
n_x	x 方向的过载系数 (纵向加速度)	
n_y	y 方向过载系数 (横向加速度)	
n_z	z 方向过载系数 (法向加速度) (只要不引起混淆就不加下标)	
p	滚转角速率	$\text{rad s}^{-1}, \text{°s}^{-1}$
\bar{q}	动压、速压 ($\rho V^2/2$)	N m^{-2}
q	俯仰角速率	$\text{rad s}^{-1}, \text{°s}^{-1}$
r	偏航角速率	$\text{rad s}^{-1}, \text{°s}^{-1}$
r_H	平尾中性点到飞机重心的距离	m
r_H^*	平尾中性点到翼-身组合体中性点的距离	m
r_S	垂尾中性点到飞机重心的距离	m
s	半翼展 ($s = b/2$)	m
s	拉普拉斯变量	
s_i	特征方程第 i 个根的标记	
t	时间	s
t_A	在平尾区形成下洗的延迟时间	s
t_{St}	操纵时间	s
x, y, z	飞机固连系统的座标	
x_{abs}	升力最佳的重心位置	m
$\Delta x_{\lambda max}$	对于升力来说可能的最佳重心移动范围	m
x_{FR}	翼-身组合体的中性点位置	m
x_{FW}	主起落架到重心的水平距离	m
x_M	飞机的机动点位置	m
x_N	飞机的中性点位置	m
x_S	飞机的重心位置	m
x_{Opt}	阻力最佳的重心位置	m
$(x_{Opt})_0$	$C_{m0FR} = 0$ 时的阻力最佳重心位置	m
x_δ	直接升力或直接侧力的作用点位置	m
$(x_\delta)_{ref}$	纯粹力操纵作用点	m
y_A	半机翼的升力合力作用点到翼根的距离	m
z_F	推力矢量到重心的垂直距离	m
z_{FW}	主起落架到重心的垂直距离	m
z_δ	直接侧力作用点的垂直位置	m

希腊字母

符号	意义	单位
α	迎角	rad, °
α_F	推力矢量和来流方向之间的夹角	rad, °
α_w	水平尾翼处的下洗角	rad
$\bar{\alpha}_w$	水平尾翼处的平均下洗角	rad
$\alpha_{w\infty}$	无限远处的下洗角	rad
$\bar{\alpha}_{w\infty}$	无限远处平均下洗角	rad
$\partial\bar{\alpha}_w/\partial\alpha$	下洗梯度	
$(\bar{\alpha}_w)_0$	零升力时水平尾翼处平均下洗角	rad
$(\bar{\alpha}_w)_A$	水平尾翼处与升力成比例的平均下洗角	rad
$(\bar{\alpha}_{w\infty})_0$	零升力时无限远处的平均下洗角	rad
$(\bar{\alpha}_{w\infty})_A$	在无限远处与升力成比例的平均下洗角	rad
α_{w0}^*	$(\bar{\alpha}_{w\infty})_0$, 相对于 $2 k_{FR}$	} $M < 1$
α_{wE}^*	$(\bar{\alpha}_{x\infty})_A$, 相对于 $2 k_{FR} C_{AFR}$	
α_{w0}^*	$(\bar{\alpha}_w)_0$, 相对于 $2 k_{FR}$	} $M > 1$
α_{wA}^*	$(\bar{\alpha}_w)_A$, 相对于 $2 k_{FR} C_{AFR}$	
α_{dy_n}	在平尾处由于俯仰旋转所引起的附加迎角	rad
β	侧滑角	rad
β_{DSK}	侧力操纵面的侧滑角	rad
β_w	侧洗角	rad
$\bar{\beta}_w$	平均侧洗角	rad
$\partial\bar{\beta}_w/\partial\beta$	侧洗角因子	
γ	航迹倾角, 爬升角	rad
Δ	表示变化的标记, 例如 ΔV	
δ	操纵面偏转角	rad, °
δ_F	油门杆位置	rad, °
ε_{H1}	平尾安装角	rad, °
ζ	方向舵偏转角	rad, °
ξ	阻尼系数	
η	升降舵偏转角	
η_{B0}	阵风载荷减弱系数	rad °

续表

符 号	意 义	单 位
η_K	后缘襟翼偏转角	rad, °
η_N	前缘襟翼偏转角	rad, °
θ	俯仰角	rad, °
Λ	展弦比 (无下标时代表机翼)	
μ	纵向运动的无量纲质量	
μ_S	侧向运动的无量纲质量	
μ_R	滚动摩擦系数	
ξ	副翼偏转角 $(\xi_r - \xi_l)/2$	rad, °
σ_α	迎角振动的阻尼指数	- , s ⁻¹
σ_P	航迹振动的阻尼指数	- , s ⁻¹
τ	飞行力学时间参数	s
Φ	滚转角或坡度	rad, °
χ	航向角	rad, °
ω_α	迎角振动的圆频率	- , s ⁻¹
ω_n	无阻尼的圆频率, 复数的模	- , s ⁻¹
ω_P	航迹振动的圆频率	- , s ⁻¹

下 标

符 号	意 义	义
a	aerodynamisches System	[气动力系统]
abs	absolut	[绝对]
B	Biegung	[弯曲]
Bo	Bö	[阵风]
DSK	direkte Seitenkraftsteuerung	[直接侧力控制]
dyn	dynamisch	[动态的]
eff	effektiv(Effektivwert)	[有效(有效值)]
E11	Ellips	[椭圆]
erf	erforderlich	[必需的]
F	Flügel	[机翼]
FR	Flügel-Rumpf-Kombination	[翼-身组合体]
FW	Hauptfahrwerk	[主起落架]
G	Gier	[偏航]
ges	gesamt	[总的]
h	hinten	[后]
H	Höhenleitwerk	[水平尾翼]

续表

符 号	意	义
Hor	Horizontalflug	[水平飞行]
ik	inkompressible Vergleichsströmung	[不可压缩参考流]
Int	Interferenz	[干扰]
K	Klappe	[襟翼]
krit	kritisch	[临界]
M	Manöverpunkt	[机动点]
max	maximal	[最大]
min	minimal	[最小]
N	Nennerpolynom	[分母多项式]
N	Neutralpunkt	[中性点]
Nutz	nutzbar	[可用的]
0	Nullauftrieb	[零升力]
0	stationärer Zustand	[定常状态]
P	Phygoide	[沉浮运动]
opt	optimal	[最佳]
ört	örtlich	[局部的]
R	Rollen(Drehbewegung um x-Achse)	[滚转(绕 x 轴的转动)]
R	Rollbewegung	[滚转运动]
Ref	Referenzwert	[参考值]
rel	relativ	[相对的]
RG	Roll-Gier-Schwingung	[滚转-偏航振荡]
Roll	im Zustand des Rollens auf dem Boden	[地面滑跑状态]
Roll	Roll	[滑跑]
S	Seitenleitwerk	[垂直尾翼]
S	Schwerpunkt	[重心]
S	Spiralbewegung	[螺旋运动]
Sh	hinterste Schwerpunktlage	[最后重心位置]
St	Steuerung	[控制, 操纵]
stat	stationär	[定常]
Sv	Vorderste Schwerpunktlage	[最前重心位置]
Tr	Trimzustand	[配平状态]
v	vorn	[前]
Wind	Wind	[风]
Z	Zählerpolynom	[分子多项式]

引 言

最近几年出现了一种飞机布局设计概念，按照这种概念，主动控制系统是设计的主要组成部分，并且承担“飞机”整个系统的主要功能。这种布局设计方向是以“主动控制技术”或者“CCV技术”著称的（美国名称：“Active Control Technology”或“Control Configured Vehicle”）。

在本书中，“控制系统”这个名称的意义包含为控制一架飞机所必需的一切功能。假若对控制系统的发展过程加以研究，我们对“主动控制系统”这个名称的广义含意就会一目了然。为此通过图1中的纵向运动控制这个例子说明这种发展的几个主要阶段。图1a中A部分表示操纵系统发展的第一阶段，它由驾驶杆（驾驶盘）和升降舵之间的直接机械连接（杆或钢索）组成。这种也被称为“气动操纵”的操纵系统除了上述升降舵是机械连接外还有一个明显的特点，就是驾驶员作用到驾驶杆上的杆力与绕升降舵轴的气动力矩成正比，也就是说，有一个从舵面到驾驶杆的“力的反馈”。第二个发展阶段开始于四十年代，见图1a中B₁和B₂。它对这种系统作了改进，降低了驾驶员所施加的杆力。这或者是通过气动卸载，例如采用辅助操纵面（随动调整片）（见图1a中B₁），或者是通过增加一个在操纵连杆上起作用的液压伺服马达（见图1a中B₂）所取得的。同时它还保留了气动力操纵的特点（直接连接到舵面，并且有力的反馈）。第三个发展阶段是在1950年前后，这个阶段有一个根本的变化，见图1a中C。这里完全由伺服马达来补偿舵面的铰链力矩，这样就没有任何力的反馈传到驾驶杆上。此时需要用一个特殊的机构人为地产生杆力，这个机构称为“人工感觉机构”。在驾驶杆和伺服马达的调节阀之间仍存在机械连接。由于从舵面到驾驶杆没有力的反馈，因而驾驶杆位置不受舵面影响，因此，人们把这种操纵系统称为“不可逆操纵系统”。

图1a中D所表示的阶段有一个很大的发展。为了改进飞机的固有特性，采用了稳定和阻尼系统，以满足不断提高的要求，而这些要求是和飞机的飞行范围扩大到超音速以及高空有联系的。稳定系统以它的电信号处理方式，通过一个伺服马达与操纵系统的其它部分连接在一起，而此操纵系统又同驾驶杆和伺服马达之间有机械连接。采用稳定系统就意味着对仪表设备（计算机、传感器）的可靠性要求的提高，并提出了新的要求，因为任一故障都可能意味着一个不可收拾的危险。一般讲，这种系统的特点是它的功能受到限制，以及更多的只是从辅助功能这个角度改进了飞机的固有特性，而不是根本改变已知的动态特性。因为这种系统“主动地”影响到了飞机的固有特性，所以可以称为早期的主动控制系统。

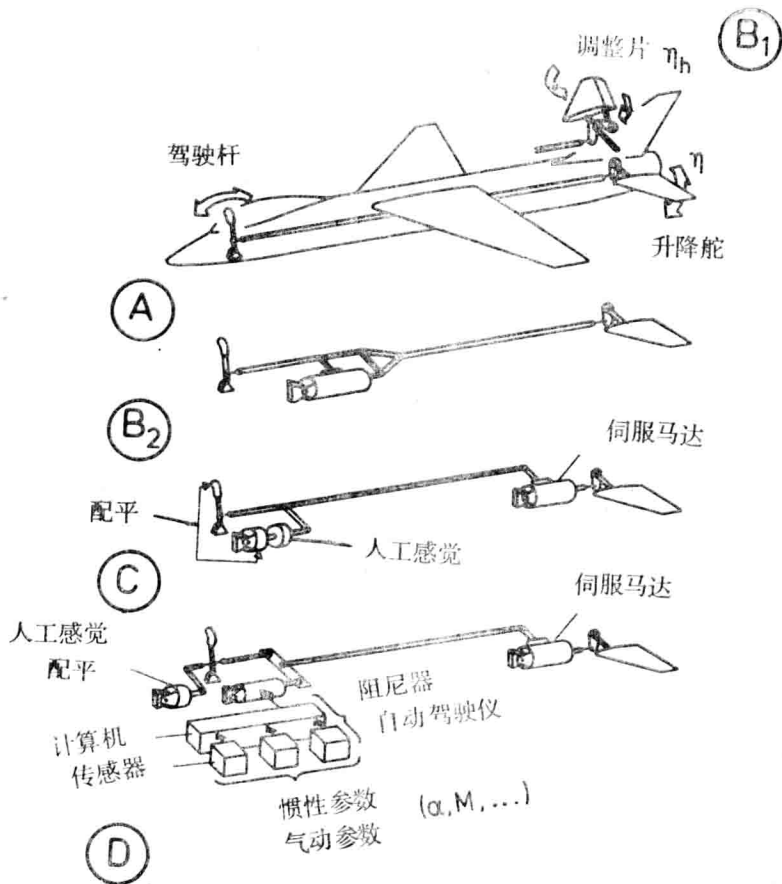


图 1a 在纵向运动方面操纵系统的发展 (按照文献[31])

- A 直接机械连接
- B₁ 调整片卸载
- B₂ 液压卸载
- C 不可逆控制
- D 附加的稳定系统

图 1b 中 E 表示控制系统的又一发展阶段, 即从前面讲到的电-机械系统过渡到有纯信号传输的控制系统, 美国人称它为“电传操纵系统”(Fly-by-wire)。这种系统有结构简单、灵活性大等优点, 并且最适用于稳定系统。这种系统已被证明是切实可行的, 并已实际应用。但一般讲, 这种系统还有一个机械保险系统, 以便当电传通道发生故障时飞行员可以应急使用。

图 1b 中 F 表示的是最近的一个发展阶段, 即主动控制系统阶段。在这里由计算机来决定操纵面的偏转, 系统的功能没有受到限制。通过采用适当的控制或调节规律可使飞机的动态特性在一定程度上发生变化, 这是以前不可能做到的。