飞机操纵
迴路的形成

И. В. 奥斯道斯拉夫斯基
И. В. 斯特拉热娃 著

国防工业出版社

飞机操纵迴路的形成

И. В. 奥斯道斯拉夫斯基
И. В. 斯特拉热娃 著
炎静 譯

国防工业出版社
1964

內 容 簡 介

本书对装有自动系統（自动駕駛仪或阻尼器）的現代飞机的纵向和横侧操纵性、稳定性进行了討論。問題的研究是在綫性提法下并运用簡便的調节原理方法来进行的。本书介紹了一种选擇飞机合理重心位置和自动系統傳递系数的近似作图-解析法，还提出并討論了用自动稳定系統来改善高空飞机操纵性与机动性的途徑。

本书适用于航空工程技术人員，同时也可供航空专业高等院校的教师和学生参考。

О ФОРМИРОВАНИИ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

И. В. ОСТОСЛАВСКИЙ, И. В. СТРАЖЕВА

ОБОРОНГИЗ, 1960

*

飞机操纵迴路的形成

共 靜 譯

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

国防工业出版社印刷厂印刷　　新华书店北京发行所发行

*

850×1168 1/32　印張 3 1/16　77千字

1964年2月第一版　1964年2月第一次印刷　印数: 0,001—1,200册

統一书号: 15034·707　　定价: (科八-1) 0.65 元

目　录

原　　序

飞机无論是由飞行員駕駛还是用专門的导航設备操纵，都必須具有良好的操纵性和稳定性；这是保証飞机能按一定路綫进行飞行的必不可少的和重要的条件。所以应当将飞机稳定迴路的形成看成是飞机操纵迴路形成的总問題中的一个最重要的組成部分。

現代的高速和高空飞机不用自动系統是不能飞行的。因而解决稳定迴路形成的問題，应当是选擇出保証飞机良好的操纵性和机动性的飞机参数和自动系統参数。本书所研究的問題就是这个問題。

如果在研究飞机的动力学时运用調节原理的方法，那么上述問題将可获得較簡便的解决。

运用調节原理的方法研究飞机的运动，可以在保証足够的实用精确度的情况下，使飞机运动結构图大大簡化，因而也就使飞机稳定迴路的形成获得簡化。

据作者所知，最早运用这种方法来研究这个問題的有維德罗夫（В. С. Ведров）、罗曼諾夫（Г. Л. Романов）和苏林娜（В. Н. Сурина）的著作[1]。他們所研究的問題是不考虑空气压縮性对飞机气动力特性的影响的簡化了的問題。他們所討論的飞机不带自动系統，因此稳定迴路形成的問題也就无法解决。

本书的目的在于解决装有自动系統的且气动力特性与馬赫数有关的飞机的一般性問題。

既然調节原理的方法是非常有效的方法，但目前在飞机設計实踐中用得还不够广泛，因此我們写的这本书里广泛运用了調节

原理的簡便方法。

本书对所討論的飞机类型只有一个限制条件，就是飞行所需的升力主要由机翼产生。而安装在飞机上的发动机可以是空气噴气发动机，也可以是火箭发动机或活塞式发动机。书中例題是对带具有任意特性的渦輪噴气发动机的飞机进行計算的。

本书中飞行速度、迎角、俯仰角、側滑角、傾斜角等輸出变量最后主要是通过它們的象函数表出。利用象函数表很容易将象函数变换为原函数（参看〔2〕）。

本书可供教学使用，同样也可供飞机設計工程計算使用。

作者謹向技术科学博士列托夫（А. М. Летов）教授和技术科学博士海菲茨（Н. А. Хейфец）表示衷心的感謝，感謝他們对本书手稿的审閱及所提出的宝貴意見，并对戈洛巴罗季科（И. Л. Голобородько）和瓦西列夫（А. Я. Васильев）两位工程师为本书作了部分計算致以謝意。

符 号 説 明

V——飞行速度向量；

V_x，V_y，V_z——速度向量在机体座标系各軸上的分量；

H——飞行高度；

M——馬赫数；

ω——飞机角速度向量；

ω_x，ω_y，ω_z——角速度向量在机体座标系各軸上的分量；

ϑ——俯仰角；

γ——傾斜角；

ψ——偏航角；

α——迎角；

β——側滑角；

θ——速度向量与水平面之間的夹角；

G——飞机的飞行重量；

P——发动机推力；

S——机翼面积；

l——翼展长度；

l_{Φ}——机身长度；

b_A——机翼的平均空气动力弦长度；

$\lambda = l^2/S$——机翼的展弦比；

$L_{B.O}$——由飞机重心到方向舵鉸鏈軸的距离；

$y_{B.O}$——由飞机重心到垂直尾翼半高处的高度；

J_x、J_y、J_z——相对飞机机体座标系（主慣性軸系）的轉动慣量；

$\bar{r}_x^2 = 4J_x/ml^2$；$\bar{r}_y^2 = 4J_y/ml^2$；$\bar{r}_z^2 = J_z/mb_A^2$——无因次慣性半徑的平方；

x_T——飞机重心座标（从平均空气动力弦的前緣算起）；

x_{Φ}——飞机重心座标（从机身前頂点算起）；

$\bar{S}_{Г.О} = S_{Г.О}/S$——水平尾翼的无因次面积；

$\bar{S}_B = S_B/S_{Г.О}$——升降舵的无因次面积；

$b_в$——升降舵的平均弦长;

$\bar{S}_{в.о}=S_{в.о}/S$——垂直尾翼的无因次面积;

$\bar{S}_н=S_н/S_{в.о}$——方向舵的无因次面积;

$b_н$——方向舵的平均弦长;

$\delta_в$、$\delta_н$、$\delta_э$、$\delta_{гр}$——分别为升降舵、方向舵、副翼和調整片的偏轉角;

m_z^α——纵向力矩系数对迎角（弧度）的导数;

m_z^M——纵向力矩系数对M数的导数;

m_z^δ——纵向力矩系数对升降舵偏角(弧度)的导数;

m_y^β——偏航力矩系数对侧滑角（弧度）的导数;

$\bar{m}_y^\beta=m_y^\beta\mu/\bar{r}_y^2$;

m_x^β——横向力矩系数对侧滑角（弧度）的导数;

$\bar{m}_x^\beta=m_x^\beta\mu/\bar{r}_x^2$;

$m_y^{\delta_н}$——偏航力矩系数对方向舵偏角（弧度)的导数;

$m_x^{\delta_н}$——横向力矩系数对方向舵偏角（弧度)的导数;

$m_x^{\delta_э}$——横向力矩系数对副翼偏角（弧度）的导数;

$\bar{\omega}_x=\omega_x\tau$; $\bar{\omega}_y=\omega_y\tau$; $\bar{\omega}_z=\omega_z b_A/V$——无因次角速度;

$m_x^{\omega_x}$——横向力矩系数对无因次角速度$\bar{\omega}_x$的导数;

$m_x^{\omega_y}$——横向力矩系数对无因次角速度$\bar{\omega}_y$的导数;

$m_y^{\omega_x}$——偏航力矩系数对无因次角速度$\bar{\omega}_x$的导数;

$m_y^{\omega_y}$——偏航力矩系数对无因次角速度$\bar{\omega}_y$的导数;

$m_z^{\omega_z}$——纵向力矩系数对无因次角速度$\bar{\omega}_z$的导数;

$m_z^{\dot{\alpha}}$——纵向力矩系数对无因次的迎角变化速度$\dot{\alpha}$的导数;

c_y——升力系数;

c_y^α、c_y^M——升力系数对迎角的导数，和对M数的导数;

c_x——迎面阻力系数;

c_x^α，c_x^M——迎面阻力系数对迎角的导数， 和对M数的导数;

$c_{x_c}=c_x-\frac{P}{Sq}$;

q——速压头;

$c_{x_c}^M$——c_{x_c}对M数的导数;

c_z——侧向力系数;

c_z^β，$c_z^{\delta_н}$——侧向力系数对侧滑角的导数， 和对方向舵偏角的导数;

$D=\frac{\partial \varepsilon}{\partial c_y}$——机翼气流下洗角表达式中的比例系数;

ε_Φ——机身的气流下洗角;

k——尾翼处气流速度的阻滞系数;

$m_{ш}$——舵(副翼)的鉸鏈力矩系数;

$m_{ш}^{\alpha}$，$m_{ш}^{\delta}$——升降舵鉸鏈力矩系数对尾翼迎角的导数，和对升降舵偏角的导数;

$m_{ш}^{\beta}$，$m_{ш}^{\delta_H}$——方向舵鉸鏈力矩系数对側滑角的导数，和对方向舵偏角的导数;

$m_{ш}^{\tau}$——鉸鏈力矩系数对調整片偏角的导数;

N——自动駕駛仪的舵机功率(公斤米/秒);

T——自动駕駛仪的时間常数;

ψ_1——反应俯仰角变化的自动駕駛仪迴路的傳遞系数;

ψ_2——反应俯仰角速度的自动駕駛仪迴路的傳遞系数;

$\varkappa_1$——反应傾斜角速度的自动駕駛仪迴路的傳遞系数;

$\varkappa_2$——反应傾斜角的自动駕駛仪迴路的傳遞系数;

σ_1——反应偏航角速度的自动駕駛仪迴路的傳遞系数;

σ_2——反应偏航角的自动駕駛仪迴路的傳遞系数;

δ_a——由自动駕駛仪工作所引起的升降舵偏角;

$\delta_{э_a}$——由自动駕駛仪工作所引起的副翼偏角;

$\delta_{н_a}$——由自动駕駛仪工作所引起的方向舵偏角;

t——时間;

p——拉普拉斯运算子；在零初始条件下$p=\frac{d}{dt}$;

τ——时間尺度(对于纵向运动$\tau=\frac{2m}{\rho SV}$;对于横側运动$\tau=\frac{m}{\rho SV}$);

μ——飞机的相对密度(对于纵向运动$\mu=\frac{2m}{\rho Sb_a}$;对于横側运动$\mu=\frac{2m}{\rho Sl}$)。

緒　論

为了获得满意的稳定性与操纵性，飞机的结构和气动力特性均应满足一定的条件。

对飞机稳定迴路的主要要求可归結为：

1. 法向和侧向过載的过渡过程均应迅速消失。在整个过渡过程中不应出現超越規定限度的过載散布度；

2. 飞机反应操纵作用的时滞● 不应超出所規定的范圍；

3. 由飞行員或程序机构操纵的舵偏角幅度与非定常飞行中相同过載的定常飞行或拟定常飞行中的舵偏角幅度之間的差別不应过于悬殊；

4. 由飞机結构或某些其他原因所容許的可能舵偏角范圍应保証飞机能在其所有飞行状态下进行飞行；

5. 飞机在固有扰动运动中，应当是稳定的，即飞机运动由于偶然原因而引起的扰动应能較快地自行消失。

当飞行速度和高度的范圍很广时，单靠从空气动力学方面想办法是不能满足上述全部要求的。因此，在上述要求与空气动力学的能力之間所形成的这种脫节則有賴于用控制飞机的自动系統来加以弥补。

现代飞机不带自动系統是不可想象的。从空气动力方面采取措施和使用自动系統，是解决飞机操纵迴路形成的問題时两个不

● 飞机的时滞理解为飞机运动的运动参数（迎角、侧滑角等）对操纵作用的相位差所对应的时間間隔，这时操纵作用按簡諧規律变化。

自动駕駛仪的时滞是指輸出量（舵偏角）对按簡諧規律改变的輸入量的相位差所对应的时間間隔。当自动駕駛仪选得恰当时，自动駕駛仪的时滞总是远玩小于飞机时滞的。

可分割的部分。这一情况不仅适合于由飞行員駕駛的飞机，而且同样也适合于用自动导航設备来操纵的飞机。

广义地說，飞机稳定迴路的形成本身也包含着解决一些純空气动力学問題：选擇飞机合理的气动力外形；选定飞机的主要尺寸和飞机的质量分布等等。

本书不拟討論飞机气动力布局的一般性問題。我們将假設机身、机翼、尾翼等部件的几何形状都是已选定的，同样也假設飞机的飞行重量和轉动惯量都是已知的。

这样，飞机稳定迴路形成的問題则归結为：选擇最完善地滿足对飞机要求的飞机重心位置和装在飞机上的自动系統的参数問題。

本书所討論的飞行器仅限于飞机，即升力主要由机翼产生的飞行器，并且推力在飞行軌迹法綫方向上的分量忽略不計。

用小扰动法对微分方程进行綫性化是本书討論問題的基础。

大家知道，小扰动法的基本概念是：飞机扰动运动（即飞机的原始程序运动遭到破坏后所产生的运动）中所有运动参数——迎角、侧滑角、飞行速度、俯仰角等——在每一时刻与原始运动参数之間差别很小。这样我們就可在扰动运动方程中仅保留那些含一阶扰动量的各項。

研究稳定系統的操纵性时，只有在引起飞机偏离其原始飞行状态的初始干扰不很大的情况下才能采用小扰动法。

对于不稳定的系統来說，由于这种系統的偏离随时間无限增大，因此在研究这种系統的操纵性时，只有在下述附加条件下始能采用小扰动法：在扰动发生后不很大的时間間隔內扰动运动的运动参数偏离其原始値亦不很大。

尽管采用小扰动法有这样多的条件限制，然而小扰动法仍然具有重大意义。因为实踐中，很多情况所需要研究的正是在飞机偏离其原始飞行状态后的一小段时間內的扰动运动。可以毫不夸張地說，操纵性和稳定性理論研究的成就在很大程度上是与小扰

动法概念密切相关的。

本书中討論問題的另一个出发点是假設飞机为具有六个自由度的絕对剛体。

基于小扰动法的概念及将飞机看成絕对剛性結构，可使解决飞机扰动运动的問題变成求解六个变系数綫性微分方程的問題。

为了求出此組运动方程的簡单的解析解，最好将問題再作进一步簡化，具体說，就是将問題变为求解常系数微分方程的問題。

为此，必須将飞机的原始运动假設为定常直綫运动。在定常直綫飞行中，飞机的角速度等于零，且确定飞机在空間內的方位和飞机相对于速度向量的方位角度及速度向量本身均与时間无关。

还有一个用以簡化問題的假設，就是当飞行高度变动不大时空气密度的变化也不大●，并在一次近似計算中，这个变化可以忽略不計。这样，問題就变为求解六个常系数綫性微分方程的問題了。

若将飞机的操纵作用假設是已知的，那么这組方程中未知量将是飞机重心的速度向量的三个分量 V_x、V_y 和 V_z 及飞机角速度向量的三个分量 ω_x、ω_y 和 ω_z。另外一些附加的未知量——欧拉角、迎角和側滑角——都完全可通过飞机重心的移动速度向量与飞机的角速度向量来确定。

对于现代飞行器来說，定常飞行并非典型的飞行状态。飞行大多是由程序机构或駕駛員操纵的非定常飞行。因此将飞机的原始运动假設为定常运动可能会給讀者留下不甚滿意之感；而且問題的提法本身也似乎有些抽象。此外，飞机的质量也是随时間而改变的，特别是对于带火箭发动机的飞机来說，这种变化更为显著。

● 严格地說，此时从方程組中可得出带有一个零根的解。然而詳細討論这个問題并沒有实际意义。

但是，如果只研究飞机在不很大的时間間隔內的扰动运动并假設飞机程序运动的运动参数随时間变化較緩慢的話，那么在研究原始飞行状态即使不是定常直綫飞行的飞机的扰动运动时，在一次近似計算中同样也可采用簡化方程进行計算。不过这时，程序运动的运动参数的变化与这些参数的扰动的变化相較，可以忽略不計。这种已为工程实踐所証实了的研究方法称之为冻結系数法。有关冻結系数法的适用范圍的理論依据，在列别捷夫(A. A. Лебедев)的著作里已有論述[3]。

經过上述假設之后，我們即可将問題变为：求解六个常系数綫性微分方程的問題了。

若将原始飞行状态假設为无傾斜、无側滑的定常直綫飞行，并假設飞机具有对称平面的話，那么上述六个方程即可分解为两組方程，每一組方程各有三个微分方程，因而問題就变得更加簡单了。这两組方程中，一組描述飞机的纵向扰动运动，另一組描述横側扰动运动。

纵向扰动运动与横側扰动运动之互不关連性，只不过是一种近似的正确結論而已。这一結論对于某些类型的飞行器来說，并不是在所有飞行情况下都能成立的。若在无傾斜、无側滑的原始直綫飞行中初始扰动为方向舵与升降舵同时偏轉，則此时繞流的对称性遭受破坏，因而扰动运动将是由纵向和横側两个运动所組成的运动，并且这两个运动的互不关連性已不存在。对这种所謂斜吹現象，本书不进行討論。

本书仅限于討論带剛性反饋并由一阶綫性微分方程描述的自动系統。

最后，我們将根据定态假設来确定非定常运动中作用在飞机上的气动力和气动力矩，根据这种定态假設，每一时刻的气动力和气动力矩完全由該时刻的运动参数确定。只有在确定水平尾翼的气动力矩 M_z 时不采用定态假設；在这种情况下，我們将考虑尾翼处的气流下洗时滞[4]。

第一篇　飞机纵向扰动运动

下面我們将对飞机纵向扰动运动的两种情况进行討論。第一种情况是：破坏飞机原始运动，是由飞行員或程序机构对飞机所产生的操纵作用所引起的。偏轉升降舵或改变飞机的发动机推力都将被看作是这种操纵作用。

我們将这种扰动运动称为飞机的操纵运动。

飞机纵向扰动运动的第二种情况是：飞机的扰动运动是由和飞行員或程序机构无关的外界作用所引起的。这种外界作用一般利用有关偶然过程的理論来进行研究。我們在本书内将討論一种最簡单的情况，就是将外界作用归結为迎角或飞行速度相对于它們在程序运动中数值的初始偏离。

我們将这种扰动运动称为飞机的固有扰动运动。

为了簡化推导过程，在我們分析操纵运动时，认为沒有外界作用，在这种情况下，将只有操纵作用。相反地，在分析固有扰动运动时，則认为沒有操纵作用。

我們先討論不改变发动机工作状态（即不变动油門杆位置）而只偏轉升降舵的纵向操纵运动。这时相应的运动是非定常曲綫运动。

然后再来討論由于改变发动机推力而产生的飞机直綫加速或减速运动。这时，偏轉升降舵，以保証运动軌迹的直綫性。

我們在后面的討論中，将升力系数c_y与舵偏角δ_B的关系忽略不計。考虑这个关系是并不困难的，原則上不但沒有使問題复杂化，而且更容易实現。不过最后得出的公式却要复杂得多。

1. 纵向操纵运动

（不改变发动机工作状态）

无因次形式的飞机纵向运动方程具有下列形式：

$$\Delta\dot{\bar{V}}-(2c_y\,\mathrm{tg}\,\theta-Mc_{x_c}^{M})\Delta\bar{V}+(c_x^{\alpha}-c_y)\Delta\alpha+c_y\Delta\vartheta=0;\quad(1.1)$$

$$\Delta\dot{\vartheta}-\Delta\dot{\alpha}-(2c_y+Mc_y^{M})\Delta\bar{V}-(c_y^{\alpha}-c_y\,\mathrm{tg}\,\theta)\Delta\alpha-$$
$$-c_y\,\mathrm{tg}\theta\Delta\vartheta=0;\quad(1.2)$$

$$\Delta\ddot{\vartheta}-M\bar{m}_z^{M}\Delta\bar{V}-\bar{m}_z^{\alpha}\Delta\alpha-\bar{m}_z^{\omega_z}\Delta\dot{\vartheta}-\bar{m}_z^{\dot{\alpha}}\Delta\dot{\alpha}-\bar{m}_z^{\delta}\Delta\delta_a=$$
$$=\bar{m}_z^{\delta}\Delta\delta_y。\quad(1.3)$$

为了便于討論，取

$$\Delta\delta_n=\Delta\delta_y+\Delta\delta_a,$$

式中 $\Delta\delta_y$——升降舵的操纵偏角；

$\Delta\delta_a$——由自动駕駛仪工作所引起的升降舵偏角。

方程式中采用了下列符号：

$$c_{x_c}=c_x-\frac{P}{Sq};\quad\Delta\bar{V}=\frac{\Delta V}{V_0};$$

$$\bar{m}_z^{M}=\frac{\mu M_z^{M}}{Sb_Aq\bar{r}_z^2};\quad\bar{m}_z^{\alpha}=\frac{\mu M_z^{\alpha}}{Sb_Aq\bar{r}_z^2};$$

$$\bar{m}_z^{\omega_z}=\frac{M_z^{\omega_z}}{Sb_Aq\bar{r}_z^2};\quad\bar{m}_z^{\dot{\alpha}}=\frac{M_z^{\dot{\alpha}}}{Sb_Aq\bar{r}_z^2};\quad\bar{m}_z^{\delta}=\frac{\mu M_z^{\delta}}{Sb_Aq\bar{r}_z^2};$$

$$\tau=\frac{2G/S}{g\rho V};\quad\mu=\frac{2G/S}{g\rho b_A};\quad J_z=mb_A^2\bar{r}_z^2。$$

所有运动参数的导数均为对无因次时間 $\bar{t}=t/\tau$ 的导数。

除上列描述飞机运动的方程以外，还应当列出飞机上所安装的自动系統的方程式。我們先討論飞机上安装的自动系統，仅仅是一种用来反应俯仰角对給定值的偏差●，与反应俯仰角角速度的自动駕駛仪的情况。

自动駕駛仪的方程式具有下列形式：

$$\Delta\dot{\delta}_a\bar{T}=\psi_1\Delta\vartheta+\bar{\psi}_2\Delta\dot{\vartheta}-\Delta\delta_a;\quad(1.4)$$

式中 T——自动駕駛仪的时間常数；$\bar{T}=T/\tau$；

● 反应俯仰角变化。——譯者注

Ψ_1 及 Ψ_2——自动駕駛仪的傳递系数；$\overline{\Psi}_2=\Psi_2/\tau$。

因此，飞机纵向扰动运动方程（1.1）～（1.4）是一个五阶的常系数綫性微分方程組。

在初始条件 $\Delta\alpha_0=\Delta\overline{V}_0=\Delta\vartheta_0=0$ 下，将此运动方程組用象函数表示为

$$\alpha(c_x^\alpha-c_y)+V(p-2c_y\operatorname{tg}\theta+Mc^{M}_{x_c})+\vartheta c_y=0; \tag{1.5}$$

$$p\vartheta=V(2c_y+Mc_y^M)+\alpha(p+c_y^\alpha-c_y\operatorname{tg}\theta)+\vartheta c_y\operatorname{tg}\theta; \tag{1.6}$$

$$\vartheta(p-\overline{m}_z^{\omega_z})p-M\overline{m}_y^M V-\alpha(\overline{m}_z^\alpha+p\overline{m}_z^{\dot{\alpha}})-\overline{m}_z^\delta\delta_a=\overline{m}_z^\delta\delta_y; \tag{1.7}$$

$$\delta_a(1+\overline{T}p)=\vartheta(\Psi_1+\overline{\Psi}_2p)。 \tag{1.8}$$

式中 α、V、ϑ、δ_a 和 δ_y 均表示相应原函数的象函数。

为了得出 V 与 α 的关系式，从方程式（1.5）和（1.6）中消去变量 ϑ。从方程式（1.5）得

$$\vartheta=W_1\alpha+W_2V, \tag{1.9}$$

式中

$$W_1=1-\frac{c_x^\alpha}{c_y}; \tag{1.10}$$

$$W_2=-\frac{1}{c_y}(p+B_2); \tag{1.11}$$

$$B_2=Mc^M_{x_c}-2c_y\operatorname{tg}\theta。 \tag{1.12}$$

将（1.9）式代入方程式（1.6），即得出飞行速度的象函数 V 与迎角的象函数 α 之間的关系式：

$$V=W_3W_4\alpha, \tag{1.13}$$

式中傳递函数为：

$$W_3=-(A_3p+B_3); \tag{1.14}$$

$$A_3=c_x^\alpha; \tag{1.15}$$

$$B_3=c_y(c_y^\alpha-c_x^\alpha\operatorname{tg}\theta); \tag{1.16}$$

$$W_4=\frac{1}{p^2+2h_4p+\omega_4^2}; \tag{1.17}$$

$$2h_4=Mc^M_{x_c}-3c_y\operatorname{tg}\theta; \tag{1.18}$$

$$\omega_4^2=c_y[2c_y\sec^2\theta+M(c_y^M-c^M_{x_c}\operatorname{tg}\theta)]。 \tag{1.19}$$

从方程式（1.8）和（1.9）得：

$$\delta_a = W_5 V + W_6 \alpha, \tag{1.20}$$

式中傳递函数为:

$$W_5 = \frac{A_5 p + B_5}{1 + \overline{T} p}; \tag{1.21}$$

$$A_5 = -\frac{1}{c_y}(\psi_1 + \overline{\psi}_2 c_y \operatorname{tg} \theta); \tag{1.22}$$

$$B_5 = \frac{1}{c_y}(-\psi_1 B_2 + \overline{\psi}_2 \omega_4^2); \tag{1.23}$$

$$W_6 = \frac{A_6 p + B_6}{1 + \overline{T} p}; \tag{1.24}$$

$$A_6 = \overline{\psi}_2; \tag{1.25}$$

$$B_6 = \psi_1\left(1 - \frac{c_x^\alpha}{c_y}\right) + \overline{\psi}_2(c_y^\alpha - \operatorname{tg} \theta\, c_x^\alpha)。 \tag{1.26}$$

利用方程式（1.7）和（1.9）即可得出飞机操纵运动中舵的操纵偏角δ_y与V、α和δ_a之間的关系式:

$$\alpha \frac{1}{W_7} + V W_8 - \overline{m}_z^\delta \delta_a = \overline{m}_z^\delta \delta_y, \tag{1.27}$$

式中

$$W_7 = \frac{1}{p^2 + 2h_7 p + \omega_7^2}; \tag{1.28}$$

$$2h_7 = c_y^\alpha - c_x^\alpha \operatorname{tg} \theta - \overline{m}_z^{\omega_z} - \overline{m}_z^{\dot{\alpha}}; \tag{1.29}$$

$$\omega_7^2 = -\overline{m}_z^\alpha - (c_y^\alpha - c_x^\alpha \operatorname{tg} \theta)\overline{m}_z^{\omega_z}; \tag{1.30}$$

$$W_8 = -p^2 \operatorname{tg} \theta + A_8 p + B_8; \tag{1.31}$$

$$A_8 = \frac{\omega_7^2}{c_y} + \overline{m}_z^{\omega_z} \operatorname{tg} \theta; \tag{1.32}$$

$$B_8 = -\left[M\overline{m}_z^M + \overline{m}_z^{\omega_z}(c_y^M - c_{x_c}^M \operatorname{tg} \theta) + 2c_y \overline{m}_z^{\omega_z} \sec^3 \theta\right]。 \tag{1.33}$$

現在找出飞机纵向扰动运动中飞行高度变化的表达式。为此取关系式

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \tag{1.34}$$

根据小扰动法得

$$H = W_9(\vartheta - \alpha) + W_{10} V, \tag{1.35}$$

式中

$$W_9 = \frac{V_0 \cos \theta}{p}; \tag{1.36}$$