

043347

87823

ASD

奧

87823

ASD

庫本

高等学校教学用书

飛機的縱向安定性 與操縱性

И. В. 奧斯道斯拉夫斯基
Г. С. 卡拉巧夫 著



高等教育出版社

高等學校教學用書



飛機的縱向安定性 與操縱性

И. В. 奧斯道斯拉夫斯基 著
Г. С. 卡拉巧夫
余驥龍 譯

高等教育出版社

本書係根據蘇聯國立國防工業出版社(Государственное издательство оборонной промышленности)出版、奧斯道斯拉夫斯基(И. В. Остославский)與卡拉巧夫(Г. С. Калачев)合著的“飛機的縱向安定性與操縱性”(Продольная устойчивость и управляемость самолета)一書1951年版譯出。原書經蘇聯高等教育部審定為航空高等學校教學參考書。

本書敘述飛機縱向安定性與操縱性問題的分析方法,並提供這些方法在飛機設計中的應用。

讀者根據了本書所列的材料,就能夠進行安定性與操縱性的必要計算,並能夠合理選擇基本的空氣動力設計參數,以決定飛機的縱向安定性與操縱性。

原書係根據莫斯科航空學院“飛機的縱向安定性與操縱性”課程的教學大綱而編寫。本書可供我國航空高等學校學生及航空工程師之用。

本書由余驥龍譯出。

飛機的縱向安定性與操縱性

И. В. 奧斯道斯拉夫斯基, Г. С. 卡拉巧夫著

余驥龍譯

高等教育出版社出版

北京琉璃廠一七〇號

(北京市書刊出版業營業許可證出字第〇五四號)

商務印書館上海廠印刷 新華書店總經售

書號 486(課 428) 開本 850×1168 1/32 印張 11 1/16 字數 274,000

一九五五年十二月上海第一版

一九五六年十一月上海第三次印刷

印數 2,801—3,300

定價(10) 1.66

目 錄

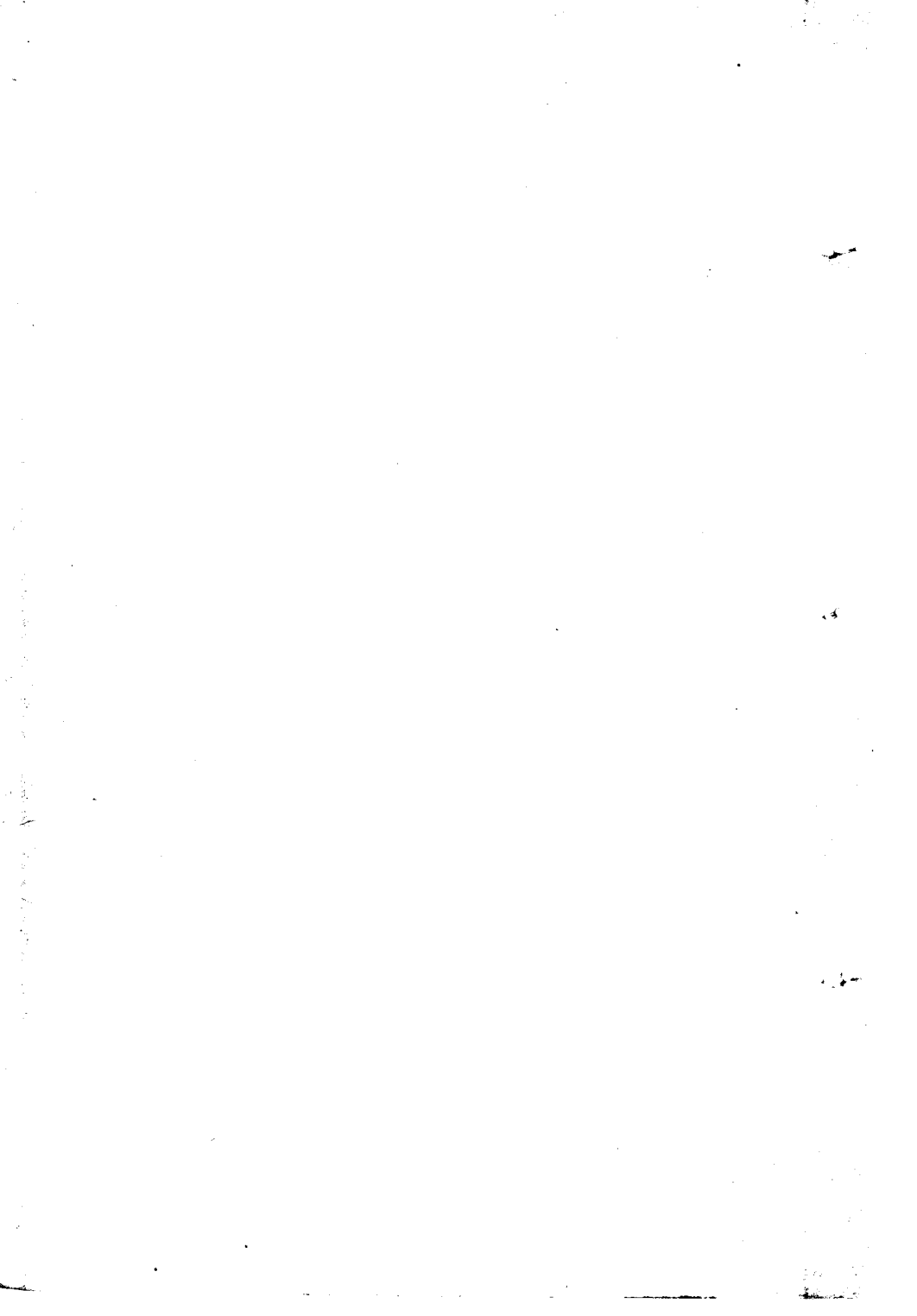
序	9
本書中採用的符號	11
緒論	15
第一章 關於飛機安定性與操縱性的概念	25
飛機的駕駛與飛機的運動	25
有長週期與短週期的飛機運動	30
機動性	31
機動性的指標	31
飛機的操縱性	32
安定性	35
飛機的靜安定性	38
安定性, 操縱性與飛行安全	41
第二章 在穩定直線飛行中作用於除去尾翼外的飛機上的力與力矩	43
等弦機翼的力矩	43
翼型焦點	46
飛機的重心位置對機翼力矩的影響	46
任意平面形狀的機翼的力矩	49
後退角對機翼力矩的影響	51
機翼的平均空氣動力弦	53
襟翼偏轉時的機翼力矩	56
在大迎角時機翼的力矩	61
後退機翼在大迎角時的力矩	62
空氣壓縮性對機翼力矩的影響	64
超過臨界 M 數時的機翼力矩	66
超音速時的機翼力矩	70
後退機翼在大 M 數時的力矩計算的特點	75
機身力矩	79

發動機短艙力矩·····	83
螺旋槳與噴氣發動機的拉力力矩·····	86
除去水平尾翼的飛機的力矩係數·····	89
第三章 穩定飛行中水平尾翼的力矩·····	93
水平尾翼的功用·····	93
無尾飛機實現的可能性·····	94
水平尾翼的力矩·····	96
水平尾翼的工作條件·····	98
尾翼的洗流·····	100
螺旋槳與機身對尾翼洗流的影響·····	105
空氣壓縮性對洗流的影響·····	109
超音速飛行時的洗流·····	110
水平尾翼的實際迎角·····	111
接近地面與襟翼偏度對尾翼洗流的影響·····	113
尾翼區內的速度阻滯·····	116
工作中的螺旋槳對尾翼氣流速度的影響·····	119
升降舵偏度對尾翼力矩的影響·····	120
空氣壓縮性對升降舵效率的影響·····	121
水平尾翼力矩的普遍公式·····	122
第四章 穩定直線飛行中整個飛機的力矩·····	126
作用於飛機的力矩的係數·····	126
升降舵偏度與水平尾翼差角改變的相等性·····	127
飛機焦點。中立重心位置·····	128
飛機的力矩平衡·····	130
平衡曲綫·····	131
極限前重心的允許位置·····	133
高速飛行時的飛機力矩·····	135
水平尾翼對飛機升力的影響·····	137
第五章 升降舵的樞軸力矩與駕駛桿力·····	141
升降舵的樞軸力矩·····	141
升降舵的空氣動力補償·····	143
升降舵的樞軸力矩係數·····	147
空氣壓縮性對樞軸力矩的影響·····	149
由升降舵所造成的駕駛桿力·····	153

水平飛行中駕駛桿力與速度的關係	155
配重與彈簧對駕駛桿力的影響	159
操縱升降舵的液壓助力器與自動器	166
操縱系的摩擦對駕駛桿力的影響	168
第六章 不穩定運動中作用於飛機上的附加力矩	170
運動不穩定對縱向力矩的影響	170
穩定假設	171
角速度對機翼、機身與尾翼力矩的影響	172
水平尾翼的阻尼力矩	173
機翼的阻尼力矩	176
後退角對機翼阻尼力矩的影響	178
機身的阻尼作用。總阻尼力矩	181
尾翼區內的洗流時差	181
空氣壓縮性對阻尼力矩的影響	183
第七章 飛機的縱向運動及其安定性	185
飛機的縱向運動與側面運動的劃分	185
作用於飛機的力與力矩	188
飛機縱向運動的普通方程組	189
運動方程組的積分	192
運動方程組的數值積分法	192
微動法	194
運動方程組的無因次形式	198
運動方程組的解。特性方程式	203
特性方程式的根與其係數間的關係	206
擾動運動的性質	208
安定性的條件	211
有自動駕駛儀的飛機的安定性	212
自由操縱時飛機的安定性	216
第八章 飛機擾動運動的分析	217
關於飛機擾動運動的計算及其分析的實用方法	217
特性方程式的係數的確定	217
確定特性方程式的係數的近似公式	225
特性方程式的根的求法	227
週期與阻尼係數的確定	230

飛機擾動運動的兩種型態	232
擾動運動的典型例子	233
規定擾動運動可劃分為兩種型態的物理原因	236
擾動運動兩種型態的實際意義	238
飛機短週期運動的簡約理論	241
空氣壓縮性對縱向力矩的影響	244
按負荷因數與按飛行速度的靜安定性	245
靜安定性在動安定性中的作用及其地位	248
第九章 飛機的安定性,操縱性與機動性	257
機動飛行的特徵類型	257
機動飛行時升降舵的偏度	261
飛機迎角、角速度及角加速度的變化與飛行速度及負荷因數的變化之間的關係	262
機動飛行時駕駛桿的偏度	266
機動飛行時的駕駛桿力	267
機動飛行時駕駛桿力及其位移間的關係	275
安裝於縱向操縱系中的彈簧與配重的選擇	276
飛機進入一定的負荷因數	277
負荷因數急劇改變	281
高速飛行時的安定性與操縱性	282
飛機的自動俯衝	285
獲得大負荷因數的可能性	289
第十章 飛機安定度的選擇方法	291
概論	291
飛機在不平靜大氣中飛行時的動作	291
機動飛行時飛機的操縱性。一般性的討論	295
原始方程式	297
飛機“跟蹤”駕駛桿的能力的一般分析	300
跟蹤駕駛桿的“跟隨性”的指標	306
操縱性與縱向靜安定度	310
飛行速度對操縱性的影響	314
飛機的尺寸對其操縱性的影響	315
在飛機設計中構造參數的選擇方法	316
升降舵在著陸時的備用偏度	318
短週期擾動運動的阻尼	320

飛機跟隨駕駛桿的“跟隨性”	321
升降舵最大允許的空氣動力補償	322
駕駛桿力變化的允許範圍	323
固定操縱中與自由操縱中靜安定度相等	324
按飛行速度的駕駛桿力導數	325
飛機重心位置與水平尾翼面積的選擇	325
安定性與操縱性的各種特性的確定	327
第十一章 結構的變形對於安定性與操縱性的影響	329
機翼的扭轉	330
平直機翼的扭轉對靜安定性的影響	332
平直機翼的彎曲	336
後退機翼的變形	337
水平尾翼的扭轉變形	338
機身的彎曲變形	342
機身與尾翼的變形對升降舵效率的影響	344
升降舵調整片的變形	346
減小變形對安定性影響的方法	353



序

蘇聯是航空的誕生地。在帝俄時。莫熱依斯基(А. Ф. Можайский)製造了世界上第一架飛機，儒柯夫斯基(Н. Е. Жуковский)奠定了航空基本理論——空氣動力學——的基礎，查普雷根(С. А. Чаплыгин)奠定了氣體動力學的基礎。卓越的科學家歐拉(Л. Эйлер) 廖普諾夫(А. М. Ляпунов)及儒柯夫斯基給出了物體運動安定性的一般理論。蘇聯的一大批科學家研究出飛機安定性的理論以及將它應用到實踐中去的方法。

在蘇聯的空氣動力學中，飛機安定性的問題總佔有相當重要的位置。在我們的文獻中，有很多卓越的著作研究飛機安定性的問題，不但從理論觀點，而且還從實驗觀點闡述這個問題。

除了維德洛夫(В. С. Ведров)的巨著“飛機動安定性”和維特慶金(В. П. Ветчинкин)的著作“飛機動力學”外，還應該舉出倍什諾夫(В. С. Пышнов)的教科書(“飛機空氣動力學”，其中研究靜安定性和飛行動力學的問題)，庫里慈克斯(Я. М. Курицкес)的“飛機的縱向靜安定性”，克里門柯(Л. В. Клименко)的教科書“動安定性”，以及維德洛夫、倍什諾夫、格羅森柯(Б. Т. Горощенко)、馬特維也夫(В. Н. Матвеев)、馬爾丹諾夫(А. К. Мартынов)、米里(М. Л. Миль)、莫依色也夫(Н. Д. Моисеев)、拉依哈(А. Л. Райх)、拉烏森巴哈(Б. В. Раушенбах)、儒拉夫卿柯(А. Н. Журавченко)和其他一些作者關於安定性個別問題的專論。

這些著作大多數是按照過去通用的方法將總的問題劃分為靜安定性問題與動安定性問題的。然而，當把問題這樣劃分時，在我們文獻中已經根深蒂固的靜安定性概念與飛機實際安定性之間的聯繫就很難建立，特別是，飛機的安定性、操縱性和機動性之間的聯繫很難建立。

由教學工作和科學研究工作的經驗得出這樣的結論：將飛機的安定性和操縱性問題勉強分爲彼此間無關聯的靜安定性和動安定性問題是不恰當的，並且絕對有必要把所有這些問題啣接起來。

本書乃是將彼此間緊密聯繫的飛機縱向安定性和操縱性問題作這種綜合敘述的一種嘗試。

本書的材料是按照最近幾年來在榮膺列寧勳章的莫斯科奧爾忠尼啓則航空學院所講授的課程而選擇和佈置的。

書中有一部份材料用小號字印出，這部份材料供希望更詳細知道上述這些問題的讀者閱讀。

爲了本書的篇幅不致於太長，作者不得不將他們認爲次要的問題作簡略扼要的敘述。然而，帶有原則性的地方，如空氣壓縮性對縱向力矩的影響，飛機擾動運動的分析，機動性、操縱性和安定性之間的關係，則有充分詳盡的說明。作者編著此書時是假定讀者已經通曉理論空氣動力學、實驗空氣動力學和空氣動力計算的。

本書是給航空高等學校學生和設計局的工程師寫的，但是對於空氣動力學、強度計算和安定性問題方面的科學工作者，本書也有參考價值。

作者深感所取題目的複雜，對讀者的批評性的意見將不勝感激；這些意見在他們未來的著作中一定會加以考慮。

倍什諾夫教授、庫里慈克斯教授、馬爾丹諾夫教授校閱了本書底稿並提出許多寶貴的意見，作者對他們深爲感謝。

本書中採用的符號

S ——機翼面積；

l ——翼展；

b ——翼弦；

b_0 ——翼根弦；

b_1 ——翼尖弦；

b_{cp} ——機翼幾何平均弦；

b_A ——平均空氣動力弦(CAX)；

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ ——機翼翼展弦比；

$\eta = \frac{b_1}{b_0}$ ——機翼尖度；

$\bar{c} = \frac{c}{b}$ ——翼型相對厚度(翼型最大相對厚度)；

$\bar{f} = \frac{f}{b}$ ——翼型相對弧高；

S_m ——機翼面積中襟翼所佔之面積；

l_m ——襟翼展(襟翼兩端之距離)；

b_{Am} ——襟翼所佔機翼部份的平均空氣動力弦；

χ ——機翼後退角(飛機橫軸 OZ 與機翼焦綫在坐標面 XOZ 上的投影之間的角)；

ψ ——機翼上反角(飛機橫軸與翼弦面之間的角)；

L ——飛機長度；

L_ϕ ——機身長度；

S'_ϕ ——機身水平投影的外切長方形的面積；

$S_{r.o}$ ——水平尾翼面積；

$b_{r.o}$ ——水平尾翼弦；

S_n ——升降舵面積；

b_n ——升降舵弦；

$\bar{S}_{r.o} = \frac{S_{r.o}}{S}$ ——水平尾翼的相對面積；

$\bar{S}_n = \frac{S_n}{S_{r.o}}$ ——升降舵的相對面積；

L_{ro} ——水平尾翼的力臂(飛機重心與升降舵樞軸間的距離);

$\bar{L}_{r.o} = \frac{L_{r.o}}{b_A}$ ——水平尾翼的相對力臂;

$A = \frac{S_{r.o} L_{r.o}}{S b_A}$ ——水平尾翼面積的相對靜力矩;

V ——飛行速度或氣流相對於飛機的速度;

V_i ——飛行指示速度;

a ——聲音在空氣中的傳播速度;

$M = \frac{V}{a}$ ——飛行(或氣流)速度與音速之比(空氣壓縮性的判別標準);

$R = \frac{Vb}{\nu}$ ——空氣黏性的判別標準(b ——特徵長度,對於飛機通常都採用 CAX);

ν ——空氣的運動黏性係數;

H ——飛行高度;

T ——空氣的絕對溫度;

ρ ——空氣密度;

ρ_0 ——地面上的空氣密度(在標準大氣條件下 $\rho_0 = 0.125$ 公斤秒²/公尺⁴);

$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ ——空氣的相對密度;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ ——氣流的速度頭;

p ——空氣壓力;

p_0 ——在 $V=0$ 那一點上的空氣壓力;

p_∞ ——遠在飛機前面的空氣壓力(大氣壓力);

$\bar{p} = \frac{p - p_\infty}{q}$ ——壓力係數;

$V_{r.o}$ ——水平尾翼的氣流速度;

$k = \frac{V_{r.o}^2}{V^2}$ ——在水平尾翼區域內的氣流阻滯係數;

Θ ——航跡傾斜角(飛機重心的運動軌跡的切綫與水平面之間的角度);

ϑ ——俯仰角(飛機縱軸與水平面之間的角度);

α ——迎角;

α_0 ——無昇力迎角(當 $c_y = 0$ 時的迎角);

$\omega_z = \frac{d\vartheta}{dt}$ ——飛機圍繞橫軸 OZ 的角速度(俯仰角速度);

$\alpha = \frac{da}{dt}$ ——迎角對時間的導數;

φ ——水平安定面的安裝角(以機翼平均空氣動力弦為基準);

δ ——昇降舵偏度；

τ ——昇降舵調整片的偏度；

$\alpha_{r.0}$ ——水平尾翼的迎角；

ϵ ——尾翼的洗流角；

Y ——昇力；

$c_y = \frac{Y}{Sq}$ ——昇力係數；

Q ——阻力；

$c_x = \frac{Q}{Sq}$ ——阻力係數；

Y_1 ——法向力(沿飛機豎軸 OY 的空氣動力)；

X_1 ——切向力(沿飛機縱軸 OX 的空氣動力)；

c_{y1}, c_{x1} ——飛機的法向力係數與切向力係數；

x_A ——翼型上空氣動力的壓力中心相對於翼型前緣的坐標；

$\bar{x}_A = \frac{x_A}{b}$ ——壓力中心的相對坐標；

x_F ——焦點相對於翼弦(或 CAX)前緣的坐標；

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b} = -\frac{\partial c_m}{\partial c_y}$ ——焦點的相對坐標；

M_z ——空氣動力圍繞飛機橫軸 OZ 的力矩(俯仰力矩)；

$m_z = \frac{M_z}{Sb_A q}$ ——力矩係數；

m_{z0} ——當 $c_y = 0$ 時的力矩係數；

c_m ——翼型上的空氣動力對翼型前緣的力矩係數；

c_{m0} ——當翼型 $c_y = 0$ 時的翼型力矩係數；

$m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y}$, $m_z^a = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}$ ——縱向靜安定性係數(按負荷因數)；

$m_z^\delta = \frac{\partial m_z}{\partial \delta}$ ——昇降舵效率；

$\frac{dm_z}{dc_y}$ ——縱向靜安定性係數(按飛行速度)；

m_z^ω ——阻尼力矩係數；

m_z^α ——由於水平尾翼洗流的時差所引起的力矩係數；

P ——拉力；

y_P ——拉力對飛機重心的力臂；

$\alpha = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} = c_y^a$ ——當 M 數不變時曲綫 $c_y = f(\alpha)$ 的斜率；

$\frac{\partial c_{y_{r.o}}}{\partial \delta}$ ——水平尾翼昇力係數對升降舵偏度的偏導數；

$n = \frac{\partial c_{y_{r.o}}}{\partial \delta} / \frac{\partial c_{y_{r.o}}}{\partial \alpha_{r.o}}$ ——升降舵的相對效率；

M_m ——升降舵對其旋轉軸的樞軸力矩；

$m_m = \frac{M_m}{S_b b_x q k}$ ——升降舵的樞軸力矩係數；

m_m^a, m_m^b, m_m^τ ——升降舵樞軸力矩係數分別對水平尾翼迎角，升降舵偏度與升降舵調整片偏度的導數；

P ——駕駛員施於駕駛桿的力；

$k_m = \frac{1}{57.3} \frac{d\delta^\circ}{dx_p}$ ——升降舵對駕駛桿的傳動比；

x_p ——升降舵駕駛桿的綫位移(按駕駛員施力於駕駛桿之點計算)；

G ——飛機重量；

m ——飛機質量；

$I_z = m r_s^2$ ——飛機對橫軸的轉動慣量；

$r_s = \sqrt{\frac{I_z}{m}}$ ——飛機對橫軸的迴轉半徑；

$\bar{r}_s = \frac{r_s}{b_A}$ ——相對迴轉半徑；

$n = \frac{Y}{G}$ ——飛機的負荷因數；

$\mu = \frac{2m}{\rho S b_A}$ ——飛機的相對密度係數；

$\tau = \frac{2m}{\rho S V}$ ——當飛機的一般運動公式變為無因次形式時的時間單位；

$\bar{t} = \frac{t}{\tau}$ ——無因次時間；

T ——振動週期；

$\bar{T} = \frac{T}{\tau}$ ——無因次振動週期；

x_T ——飛機重心相對於 CAX 的前緣的坐標；

$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}$ ——飛機重心的相對坐標；

y_T ——飛機重心在 CAX 的法綫上的坐標；

$\bar{y}_T = \frac{y_T}{b_A}$ ——飛機重心的相對坐標；

P_ϕ ——由於縱向操縱系(包括升降舵)的配重所引起的駕駛桿力；

P_{np} ——由於升降舵操縱系內的彈簧所造成的駕駛桿力。

緒 論

在空氣動力計算課程中，飛機是當作一個質量與飛機質量相等並在空氣動力、發動機拉力與地心引力作用下而運動的質點來看待的。此時這些力是假定處於平衡狀態的，平衡狀態由駕駛飛機的駕駛員來保證。

實際上飛機是有一定大小的物體，也就是它是一質點系，作用於飛機上的力，一般說來，並不作用於重心上。駕駛員必須不停地操縱飛機，而且，依飛機的安定度為轉移，操縱飛機也有難易。飛機的飛行實質上是一連串的不穩定運動，爲了保持需要的航跡，駕駛員就應當操縱飛機。

在一般情況下，飛機的實際運動可以用圍繞以飛機重心為原點的坐標系之三條坐標軸的轉動以及飛機重心在三坐標面上的移動之總和來表示(圖 0.1)。

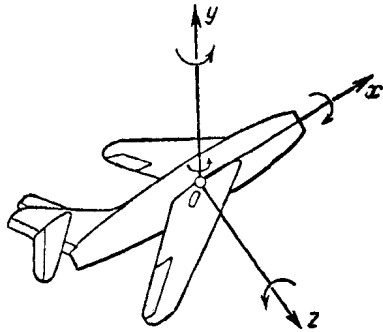


圖 0.1. 飛機可以繞着旋轉的三條軸。

圍繞 oz 軸的轉動與飛機重心在 xoy 面上的移動的和就是所謂飛機的縱向運動。這種運動的研究實際上最爲重要。飛機的縱向安定性與縱向操縱性就是對這種運動而言。

對於其餘三部份運動之和當然也可提出側面安定性。本書中我們只研究與縱向安定性和操縱性有關的問題。縱向安定性和操縱性規定飛機在對稱平面上運動的特點。

飛機安定性的概念與飛機平衡的概念有着緊密的聯繫。

由力學知道，固體可能有三種不同的平衡方式，即安定平衡，不安定平衡^①與隨遇平衡。豎立於底面上的平行六面體(圖 0.2, a) 可以就作為物體平衡的安定狀態的最簡單例子；當偏離開平衡位置的偏度不大時，此六面體將力圖回到原來的平衡位置。當偏離平衡位置的偏度充分大時六面體即不能回到原來位置，而倒下去。假如傾斜平行六面體後，再在向着原來位置的方向上施以充分大的推力，則此六面體先是從傾斜位置回來，經過安定平衡的原始位置後繼續向相反一面傾斜，終致於倒下。由此可見，同是一個物體的平衡狀態，因條件不同(擾動的大小與擾動的性質)，可以是安定平衡，也可以是不安定平衡。支在稜邊上的平行六面體(圖 0.2, b)處於不安定平衡的狀態。在這種平衡中，

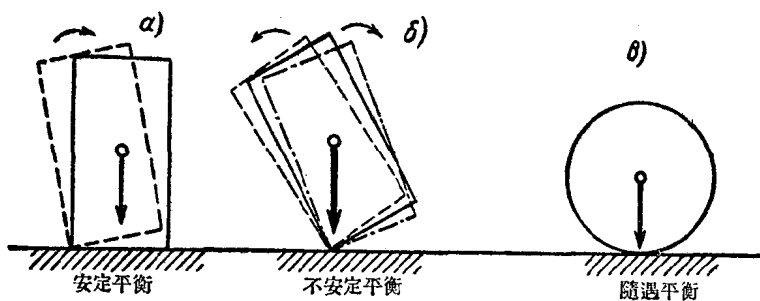


圖 0.2. 物體平衡的種類。

無論如何小的擾動，都一定會使物體脫離平衡位置。最後，在平面上的球體(圖 0.2, b)，則處於隨遇平衡狀態，因為擾動停止後它所佔據的任何位置都是平衡位置。

上面所討論的例子，係屬於物體在原來的狀態中處於靜止的情形。但是，這種討論同樣也可用於物體處於運動中的情況。所不同的只是在物體未受擾動前在空間具有一定狀態的情況下，擾動停止之後物體能否恢復原來的狀態是安定性的判斷準則；而在物體未受擾動前在空

^① 在物理學中本稱為穩定平衡與不穩定平衡，而且安定性亦稱為穩定性。但在本書內因採用了“安定性”這名詞，特改稱安定平衡與不安定平衡。——譯者註。