



自動駕駛儀原理

А.Ф.霍赫洛夫 編著

北京航空學院 譯

299

國防工業出版社

自動駕駛儀原理

A.Φ. 霍赫洛夫 編著

北京航空學院 譯



國防工業出版社

內容介紹

本書第一、二章將飛機方程式列出並加以討論。第三章列出及討論了自動駕駛儀的一般結構圖。第四章將各種自動駕駛儀的方程式和飛機方程式加以分析並作出結論。第五章講述了自動駕駛儀的各種試驗方法。

本書可供高等學校教學工作人員與航空儀表設計工程師參考之用。

自動駕駛儀原理

[蘇] 霍赫洛夫編著
北京航空學院譯

*

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第074號

書號：0011·850×1168耗 $1/32 \cdot 5\frac{1}{2}$ 印張·141,000字

一九五五年十月第一版北京第一次印刷

印數：1—1,000冊

目 錄

緒 論	5
第一章 飛機的運動方程式及其作為穩定對象時的結構形式	9
§ 1 飛機的坐標軸、符號及其主要特性	9
§ 2 飛機的一般運動方程式	18
§ 3 作為調節對象時飛機的結構形式	25
第二章 飛機自然穩定性及操縱性的分析	31
§ 1 飛機的縱向自然穩定性	31
§ 2 飛機的側向自然穩定性	40
§ 3 飛機的橫向穩定性（簡化方程式）	48
§ 4 飛機的航向自然穩定性	50
§ 5 飛機的操縱性	53
第三章 飛機自動穩定器的元件及其運動方程式	59
§ 1 飛機自動穩定系統原理圖及各元件的符號	59
第四章 飛機自動穩定器特殊系統的分析	66
§ 1 應用理想的直接作用式穩定器以達到飛機的航向穩定	66
§ 2 藉助於具有非靜力式隨動機（無返饋聯動裝置）的 穩定器以達到航向穩定	70
§ 3 應用具有非靜力式隨動機及進動陀螺儀的 穩定器以達到飛機的航向穩定	73
§ 4 應用具有非靜力式隨動機「自由」陀螺儀及進動陀螺儀的 穩定器以達到飛機的航向穩定	74
§ 5 具有比例式返饋隨動系統（固接返饋聯動裝置）的航向自動器	91
§ 6 用磁羅盤來修正的航向自動器	94
§ 7 具有彈性返饋隨動系統（返饋聯動裝置）的航向自動器	97

§ 8 藉助於直接作用式理想穩定器 (傾側自動器)以達到飛機縱向及橫向穩定·····	102
§ 9 藉助於具有非靜力式隨動機的穩定器以達到飛機的縱向 及橫向穩定·····	116
§ 10 藉助於具有非靜力式隨動機及進動陀螺儀的自動器以達到 飛機縱向、橫向穩定·····	121
§ 11 自動器具有非靜力式隨動機「自由」陀螺及進動陀螺時 飛機的縱向及橫向穩定·····	124
§ 12 使用具有比例式隨動系統(固接返饋聯動裝置)的 自動器時,飛機的縱向及橫向穩定·····	138
§ 13 應用航空地平儀修正的自動器時,飛機的縱向及橫向穩定···	141
§ 14 應用裝有彈性返饋聯動裝置的自動器時,飛機的 縱向及橫向穩定·····	147
第五章 應用協調操縱式自動駕駛儀時,飛機的穩定性及 其他問題·····	157
§ 1 協調操縱式自動駕駛儀·····	157
§ 2 使用具有非綫性特性曲綫的自動駕駛儀時,飛機的穩定性···	169
§ 3 斯金多維氏試驗法·····	174
§ 4 延遲的影響·····	176

緒 論

從航空及可操縱的飛行器誕生初期開始，人們的心目中就產生了使整個飛行的操縱過程自動化的概念。

天才的俄國科學家柴奧爾可夫斯基 (К.Э. Циолковский) 於一八九八年在其「論飛艇的簡單原理及其構造」的論文裡，就已經提出了使用間接作用式自動駕駛儀，以達到飛艇縱向穩定的問題。柴奧爾可夫斯基的功勳還不僅在於他在這方面的發現比外國的科學家早得多，而且還在於他所提出的自動駕駛儀就是所有現代自動駕駛儀的初型。在外國，提出自動駕駛儀（更準確點說飛機水平穩定器）的問題，就時間上來說要晚得多，約為一九一一年至一九一三年〔指斯坡爾黎 (Спелли) 雯微特季 (Винветти)，克莫捷 (Кмозе) 等人而言〕，而且大多數穩定器的質量都比較差。因為所提出的自動駕駛儀都是直接作用式的，亦即其靈感元件都是直接控制飛機操縱舵的自動駕駛儀。這種自動駕駛儀實際上不能應用在飛機上；一般說來甚至不能應用於其他飛行器上。

蘇聯設計師創製了並在飛機上應用了首批較為完善的自動駕駛儀。在三十年代裡就已開始成批地生產氣動液壓式自動駕駛儀 (АВП—1, АВП—3, АВП—10, АВП—12 等)。其後這種自動駕駛儀不斷地得到改善；而原來僅能穩定飛機位置的自動器變為能夠操縱方向、傾斜及飛行高度的自動駕駛儀 (АП—42, АП—45, АК—4 等)。

最初出現的一些自動穩定器主要的是用來達到縱向穩定，有時也用於橫向穩定，但沒有任何人創造出航向自動器。這是由於當時大多數的飛機不具備自然穩定性，因此必須首先設法保證飛機飛行穩定性的緣故。

一方面我們碰到無數的以單擺形式而出現的各種機械裝置。另一方面亦使用了變形彈性機翼；或將飛機做成使之能自動產生

與保持縱向及橫向穩定性的形狀。所有這些辦法，在平靜的氣象條件下飛行時，都或多或少地產生一些良好的效果，但在有顛簸的氣象條件下飛行時效果就要壞得多。

其後，隨着航空科學技術的發展及改進，有了可能應用選擇飛機的重心，飛機表面形狀及尺寸的方法使飛機具有自然空氣動力穩定性。但這種穩定性主要地是使飛機的縱向及橫向穩定，因為空氣動力不可能產生航向的穩定性。

因此，對飛行於平靜氣象條件下的近代飛機來說，沒有必要用縱向及橫向自動器。因為大多數的飛機都具有這種穩定性，因而飛行員可以不操縱這兩個方向，而僅操縱方向舵，以便使飛機能穩定地繼續飛行。

動穩定性的研究證明了這樣的事實，即飛機在這種情況下所產生的運動往往是以減幅振動而終結。飛行員的干預可用來加速這種運動的減幅，但並不是絕對必要的。在平靜的空氣中，操縱飛機的任務僅在於使飛機的振動運動能更迅速地減幅。

可以想像得到，在有干擾的空氣中，未加操縱的飛機在飛行時，毫無疑問地要比有飛行員操縱的情況壞得多。若飛機遭受風的作用，則該飛機力求通過一系列的運動達到平衡狀態，這些運動的次序可用計算方法算出。

然而，在有干擾的氣象條件下，干擾總是一連串地產生；而且總要比飛機恢復其平衡狀態更快些。因此，飛機所趨的平衡位置為經常在改變的平衡位置，而且將產生強烈的振動，並沿不正確的軌跡而運動。在這種情況下，穩定性較大的飛機將比穩定性較小的飛機振動得快些，而且振幅也要大些。因此，減小穩定性可使飛行的軌跡較為正確一些，但在這種情況下飛機可能發生沒有穩定性的危險。使用增加飛機穩定性的自動穩定器——例如使用增加穩定性的襟翼、單擺等，將使飛機在顛簸的氣象條件下飛行時，運動情況更為惡化。

在具有干擾的氣象條件下飛行時；使用三自由度陀螺儀作靈敏元件的自動駕駛儀（其陀螺儀能對地面保持一定的方向）完全

能適應穩定飛機的要求。因此，不管氣流的影響如何，這種使用陀螺儀的自動駕駛儀僅能按照飛機偏離原定位置的偏離度，來調節舵的偏轉。

由空氣動力學中得知，飛機的每一個飛行狀態都決定着該飛機相對地面的某一位置。因此，所有裝設自動駕駛儀（用陀螺儀作靈敏元件）的飛機，都可以很好地阻止氣流，破壞其平衡狀態的任何影響；因為陀螺儀可感受每一個偏離原定位置的偏離度。

具有自由陀螺儀（可修正）的自動駕駛儀對盲目飛行有很大的價值。所謂盲目飛行即為飛行員看不見任何觀測點，例如地面及天空的觀測點時的飛行。

盲目飛行中，對近代的飛機來說，飛行員的工作在於觀察陀螺儀及地平儀的指示，並相應地通過舵的動作來感受偏離航向的偏離度和縱向及橫向傾斜度。

在長期的飛行過程中，這種單調而疲勞的工作會使飛行員變成一個機器；而且對飛行員進行其他工作——例如判斷方向、計算航跡等工作——帶來困難。因此，自然而然地出現了使飛行員的工作自動化的願望，而近代的自動駕駛便可實現上述的願望。

具有自由陀螺儀的航向自動器既可保證盲目飛行，又可保證一般的飛行，因為當航向不改變時，飛機具有自然穩定性，縱向及橫向穩定機構的動作就能完全滿足要求。同時，必須指出，雖然在平靜的氣象條件下，使用航向自動器或使用完整的自動駕駛儀沒有什麼顯著的區別，但飛行於顛簸的條件下，使用航向自動器時，飛機的振動將比使用自動駕駛儀時，要大得多。

近代的自動駕駛儀只能減輕飛行員在航路中保持飛機的航向、速度、高度及水平位置不變的工作，但不能代替飛行員在完成機動飛行（如起飛，盤旋，俯衝，着陸）時的工作。因此，在實現機械或遙控機械駕駛飛機時，即無人駕駛的飛機時，自動駕駛儀也可以起着主導的作用，因為如果補充一下用以控制起飛及着陸的自動器，及用以通過自動駕駛儀控制飛機的機械式或無線電傳輸器也就可以達到上述目的。這種空中魚雷，如法國的飛箭，在

第二次世界大戰中已經被應用。

操縱近代飛機的操縱器官有下列四種：

(1) 油門桿：用以控制發動機的馬力；(2) 昇降舵：用以操縱飛機繞橫軸的轉動；(3) 方向舵：用以操縱飛機繞垂直軸的轉動；(4) 副翼：用以操縱飛機繞縱軸的轉動。飛行員操縱這四個元件即可使飛機進行所有可能的機動飛行。所以一個完全能代替飛行員操縱飛機的自動駕駛儀必須具有四個自動器，以使用這些操縱器官分別控制飛機。

目前，在飛行中飛行員還應觀察各種儀表，並調節發動機的温度情況，滑油温度，增大壓力等。爲了減輕飛行員的工作起見，在近代的飛機上裝設了增壓自動調節器、温度自動調節器、螺旋槳轉速自動調節器及其他自動調節器。這些調節器已經在本院一九五三年「調節原理和航空發動機自動裝置」課程中講述和研究過。

本課程中，我們僅限於研究自動駕駛儀的結構形式，而其中有很大一部分已經在「陀螺儀表及自動駕駛儀」課程中講述過。

第一章中，打算推演一下飛機的運動方程式及其作爲調節對象時的結構形式。

第二章中，根據已推演出的運動方程式，從判定作爲調節對象時飛機的特性出發，來研究一下飛機的自然穩定性及操縱性。

第三章中，主要是推演一下自動駕駛儀個別元件的運動方程式，以便在進一步分析穩定機構的結構形式時應用這些方程式。

第四章中，講述一下自動駕駛儀的結構形式及其對應的運動方程式。

最後一章，即第五章中，主要的是分析飛機的一些最典型的穩定機構。至於分析這些自動駕駛儀的方法，我們打算按本院一九五四年「隨動系統」課程中和一九五三年「調節原理和航空發動機自動裝置」兩門課程中的分析法進行。

第一章 飛機的運動方程式及其作為穩定對象時的結構形式

§ 1. 飛機的坐標軸、符號及其主要特性

研究飛機的穩定性及其自動穩定特性；必須事先知道飛機的基本特性：空氣動力特性、幾何特性及重量特性。飛機的空氣動力特性主要的是以某些實驗數值為依據；僅有一部分才是用計算的方法確定。

首先讓我們來選定下面將要用到的一些坐標軸。

根據新的標準，取右手坐標系；且與飛機固結相連的三個軸 ox , oy , oz ，的原點取在重心 o 上；其方向如圖 1 中所示。

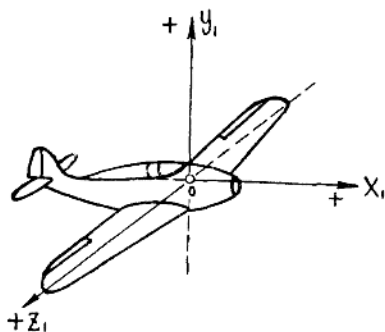


圖 1

軸： ox_1 ——縱軸，在飛機的對稱平面內；與慣性軸平行；向前為正。

oy_1 ——垂直軸；與 ox_1 垂直，在飛機的對稱平面內；向上為正。

oz_1 ——橫軸，與對稱平面垂直；沿右機翼的方向為正。

上面各軸所構成的

平面有下述名稱：

x_1y_1 ——對稱平面；

x_1z_1 ——主平面（機翼平面）；

y_1z_1 ——橫向平面。

與地面相連的固定軸（地軸）方向如下（圖 2）：

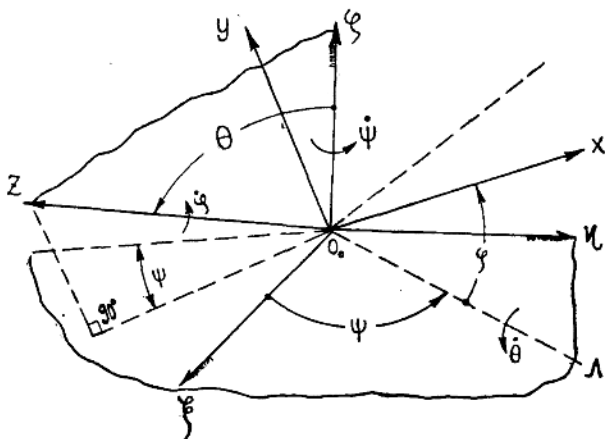


圖 2

$O_0\varphi$ ——垂直軸——沿地球垂線方向；

$O_0\xi$ 及 $O_0\eta$ ——水平面上任一位置的兩根坐標軸，但取在右手坐標系中。

若活動坐標系 xyz 的坐標原點在 O_0 點上，則該坐標系對固定坐標系的相對位置可用通過歐拉角 ψ, θ, φ 表示的九個方向餘弦來表示；其表示法如圖 2 中所示。餘弦的值列於表 1 中。①

表 1

軸	x	y	z
ξ	$\alpha_1 = \cos\varphi\cos\psi - \sin\varphi\cos\theta\sin\psi$	$\alpha_2 = \sin\varphi\cos\psi - \cos\theta\cos\varphi\sin\psi$	$\alpha_3 = \sin\theta\sin\psi$
η	$\beta_1 = \cos\varphi\sin\psi + \sin\varphi\cos\theta\cos\psi$	$\beta_2 = \cos\theta\cos\varphi\cos\psi - \sin\varphi\sin\psi$	$\beta_3 = -\sin\theta\cos\psi$
φ	$\gamma_1 = \sin\theta\sin\varphi$	$\gamma_2 = \cos\varphi\sin\theta$	$\gamma_3 = \cos\theta$

①表 1 中所列方向餘弦之表示式，其證明列於作者所著「航空儀表一般原理」一書第二卷中（一九五二年莫斯科航空學院出版）。

若在軸 ξ, η, φ 分別與 x, y, z , 三軸重合時, 使之轉一角度 $\theta = -90^\circ$ (繞 ξ 軸或 x 軸), 然後再繞 ξ 軸、 x 軸及 x_1 軸分別轉動一角度: ψ, θ 及 φ (歐拉角), 則各坐標軸的位置將如圖 3 所示, 而方向餘弦的表示式則可從表 2 中查出。該表可由表 1 代入 $\theta = \theta - 90^\circ$, 並將軸的符號更換 ($y_1 = -y, x$ 換為 z_1, z 換為 x_1) 後推出。

表 2

	z_1	$y_1 = -y$	x_1
ξ	$\alpha_1 = \cos\varphi \cos\psi$ $-\sin\varphi \sin\psi \sin\theta$	$\alpha_2 = -\sin\varphi \cos\psi +$ $\sin\theta \cos\varphi \sin\psi$	$\alpha_3 = -\cos\theta \sin\psi$
η	$\beta_1 = \cos\varphi \sin\psi$ $+\sin\varphi \sin\theta \cos\psi$	$\beta_2 = -\sin\theta \cos\varphi \cos\psi$ $+\sin\varphi \sin\psi$	$\beta_3 = \cos\theta \cos\psi$
φ	$\gamma_1 = -\cos\theta \sin\varphi$	$\gamma_2 = \cos\varphi \cos\theta$	$\gamma_3 = \sin\theta$

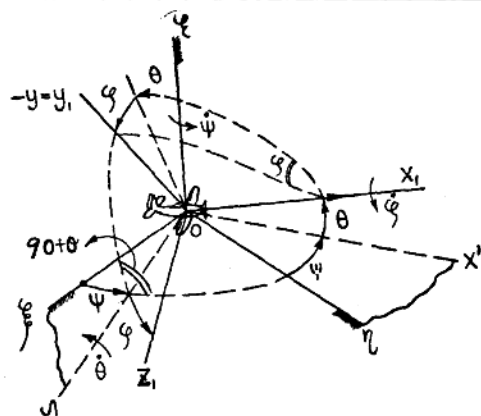


圖 3

構成 (轉軸為 ox_1 ——節線)。

φ ——傾側角; 介於 oy_1 軸與平面 $x_1\xi$ 之間 (轉軸為 ox_1)。

飛機對空氣的運動可用飛機重心的氣動速度 V 與飛機繞其瞬

圖 3 中的 ψ, θ 及 φ 角可完全確定各相連坐標軸的位置; 其方向如下:

ψ ——航向角 (航向或方位角); 介於軸 ox_1 在水平面 $\eta\xi$ 上的投影與 $o\eta$ 軸之間 (轉軸為 ox_1) 的角度。

θ ——俯仰角; 由 ox_1 軸與 $\eta\xi$ 平面

間旋轉軸的角速度 ω 來確定。

假定 V_x, V_y 及 V_z 分別表示速度 V 沿 x_1, y_1, z_1 軸的分速，而 ω_x, ω_y 及 ω_z 分別表示角速度沿這些軸的分量，則（圖 4）：

$$V^2 = V_x^2 + V_y^2 + V_z^2; \quad \omega^2 = \omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2.$$

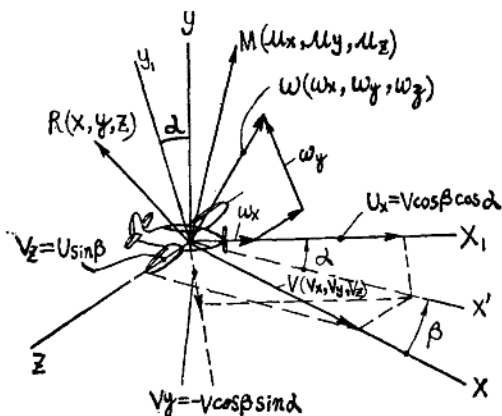


圖 4

中 \bar{W} 為風速向量）。

飛機在航跡上的位置取決於兩個角度：迎角 α 及側滑角 β 。

迎角 α ——速度 V 的向量在對稱平面上的投影與飛機的 ox_1 軸間的夾角稱為迎角（圖 5），而側滑角 β 則為速度 V 的向量與對稱平面所構成的角度。有時候亦使用原點在飛機的重心上且與航跡相

因此，從運動學來看，飛機的運動取決於六個量（或參數）。

氣動速度 V 的方向是沿着飛機重心對空氣的運動所畫出來的軌跡的切線的（但氣動速度 V 與對地面的飛行速度 $\bar{V}_z = V + \bar{W}$ 應加以區別；式

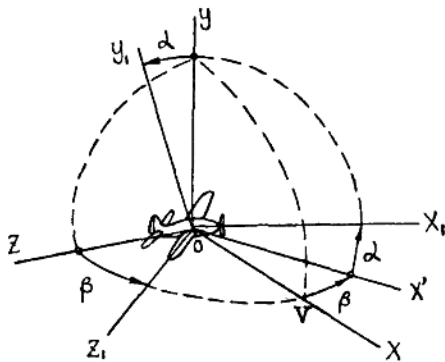


圖 5

連的坐標系 $oxyz$ 。這種軸即所謂速度軸或氣流軸；其中： ox 的方向沿飛行速度 \bar{V} 的方向； oy 軸（昇力軸）在飛機的對稱平面內，與 ox 軸垂直； oz 軸（側力軸）與 ox 及 oy 軸垂直，並與此二軸構成一右手坐標系（沿飛行方向向右）①。

由速度軸所構成的各個平面的名稱如下：

xy ——氣流平面； xz ——側滑平面； yz ——迎面平面。

通常在分析穩定性的問題時；將速度的三個分量 V_x, V_y, V_z 用氣動速度 V 本身的值及 α 角， β 角來代換；分析起來更為方便。

根據定義，可得出下列各相互關係（參看圖 4）：

$$\left. \begin{aligned} V_x &= V \cos \alpha \cos \beta \\ V_y &= -V \sin \alpha \cos \beta \\ V_z &= V \sin \beta \end{aligned} \right\} \text{對 } x_1, y_1, z_1 \text{ 軸}$$

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$$

$$\operatorname{tg} \alpha = -\frac{V_y}{V_x}$$

$$\sin \beta = \frac{V_z}{V} = \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}}$$

當 α, β 較小時；可近似地取：

$$V \approx V_x; \quad \alpha = -\frac{V_y}{V}; \quad \beta = \frac{V_z}{V}; \quad V_y = -\alpha V; \quad V_z = \beta V。$$

由此可得出結論，當飛機的軸 ox_1 上舉而高於側滑平面時；迎角 α 為正；當速度 V 的向量離開對稱平面向右轉動；即飛機向右側滑時，側滑角 β 為正。除此以外，通常還應確定飛機的垂直速度 V_φ 及航跡對水平線的傾角 δ 。將速度 V_x, V_y 及 V_z 向垂線投影，則得；

①參看哥洛維柯 (B. Г. Горощенко) 著“高速飛機空氣動力學”一書 (一九四八年蘇聯國防工業出版社出版)

$$V_{\varphi} = \frac{dH}{dt} = V_x \sin \theta + (V_y \cos \varphi - V_z \sin \varphi) \cos \theta, \text{ 式中};$$

H——飛行高度（此式的運算係根據表 2 及 V_x, V_y, V_z 的方向，即沿 x_1, y_1 及 z_1 軸）。

將 V_x, V_y, V_z 的值通過 V, α, β 代入；以代替 V_x, V_y, V_z ，則得： $V_{\varphi} = V[\cos \alpha \cos \beta \sin \theta - (\sin \alpha \cos \beta \cos \varphi + \sin \beta \sin \varphi) \cos \theta]$ ；

又因為 $\sin \delta = \frac{V_{\varphi}}{V}$ ，所以

$$\sin \delta = \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - (\sin \alpha \cos \beta \cos \varphi + \sin \beta \sin \varphi) \cos \theta$$

在特殊情況下，當 $\beta = \varphi = 0$ 時，可得：

$$\sin \delta = \cos \alpha \sin \theta - \sin \alpha \cos \theta = \sin(\theta - \alpha)$$

或 $\delta = \theta - \alpha$ 。

當飛機上昇時， $\delta > 0$ ； $V_{\varphi} > 0$ 。

瞬間角速 ω 沿縱軸的分量 ω_x 構成傾側角速； ω_y 產生偏航角速； ω_z 產生俯仰角速。

分量 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 與繞 $o\varphi, o\pi$ 及 ox_1 軸的角速 $\dot{\psi}, \dot{\theta}$ 及 $\dot{\varphi}$ 間的關係可用下列各式表示（參看圖 3 及表 2）：

$$\omega_x = \dot{\varphi} + \dot{\psi} \sin \theta; \quad \dot{\psi} = \frac{d\psi}{dt} = \frac{\omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi}{\cos \theta} \text{ (繞 } \varphi \text{ 軸)}$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi + \dot{\theta} \sin \varphi;$$

$$\dot{\theta} = \frac{d\theta}{dt} = \omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi \text{ (繞 } o\pi \text{ 軸)}$$

$$\omega_z = -\dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi;$$

$$\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi) \operatorname{tg} \theta \text{ (繞 } x_1 \text{ 軸)}。$$

氣動力，發動機的拉力及飛機的重量為作用於飛機上的外力。由機翼、機身、尾翼及其他置於氣流中的零件（螺旋槳除外）

所構成的一切氣動力（但要考慮到機翼與螺旋槳的下洗流及其相互影響）可歸化爲一合力 R 及一力偶 M （參看圖 4）。

合力 R 及力偶 M 的值；以及該合力與力偶在 $oxyz$ 各軸上的分量通常用實驗的方法在風洞中試驗出來；其值可用下列各主要公式表示：

$$R = C_R q S; \quad M = m_x q s l; \quad \text{式中; } q = \frac{\rho V^2}{2} \text{—速壓;}$$

$$X = -C_x q S = -Q; \quad M_x = m_x q s l;$$

$$Y = C_y q S; \quad M_y = m_y q s l; \quad \rho \text{—空氣的密度;}$$

$$Z = C_z q S; \quad M_z = m_z q s b; \quad V \text{—氣動速度;}$$

s ——機翼的面積； l ——翼展； X ——沿飛行速度方向的力；

b ——翼弦； Q ——迎面阻力； C_x ——迎面阻力係數——（飛機的極線圖爲 $C_y = f(C_x)$ 在一般情況下此係數取決於飛行狀態，空氣的粘性及可壓縮性（若對高速飛機來說 q 仍等於 $\frac{\rho V^2}{2}$ 的話）。

Y ——昇力； C_y ——昇力係數； Z ——側面阻力； C_z ——側面阻力係數。

若將 R 及 M 投影到有關的軸上，則

$$X_1 = -C_{x1} q S = -Q_1; \quad M_{x1} = m_{x1} q s l;$$

$$Y_1 = C_{y1} q S; \quad M_{y1} = m_{y1} q s l;$$

$$Z_1 = C_{z1} q S; \quad M_{z1} = m_{z1} q s l;$$

式中： X_1 ——切向力； Q_1 ——切向阻力； C_x ——切向阻力係數； Y_1 ——法向力； C_{y1} ——法向力係數； Z_1 ——橫向力； C_{z1} ——橫向力係數； M_1, M_{x1} ——傾側力矩； m_x, m_{x1} ——傾側力矩係數。

M_y, M_{y1} ——偏航力矩； m_y, m_{y1} ——偏航力矩係數。

M_z, M_{z1} ——俯仰力矩； m_z, m_{z1} ——俯仰力矩係數。

飛機的氣動力係數 $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ 是下列各變量的函數：迎角 α 及側滑角 β ，各舵的傾斜角： δ_B ——昇降舵傾斜角； δ_H ——方向舵傾斜角； δ_3 ——副翼的傾斜角，以及角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ （如對高速飛機來說 q 仍保持原來的表示式，則還必須考慮空氣粘性及其可壓縮性的影響）。①

δ_3 ——假定右副翼下落，左副翼上舉時為正；

δ_B ——假定舵向下偏轉時為正；

δ_H ——假定舵向右偏轉時為正。

當角速度 ω_x, ω_y 及 ω_z 等於零時，係數 $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ 可在風洞中用實驗方法求出。飛機模型在風洞中保持不動；在這種情況下所求出的係數叫做靜係數。

一般說來，可近似地假定力的係數 C_x, C_y ，及 C_z 與舵的偏離度 $\delta_B, \delta_3, \delta_H$ 及角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 無關（尤其是在偏離度較小的時候）。但與此相反，力矩的係數 m_x, m_y ，及 m_z 與舵偏離度及角速度則關係頗深；唯一能簡化的，是假定 m_x 與 m_y 不受 δ_B 與 ω_z 的影響，而 m_z 不受 $\delta_3, \delta_H, \omega_x$ ，及 ω_y 的影響。因此，可得：

$$C_x = f_1(\alpha, \beta); \quad m_x = f_4(\alpha, \beta, \delta_3, \delta_H, \omega_x, \omega_y)$$

$$C_y = f_2(\alpha, \beta); \quad m_y = f_5(\alpha, \beta, \delta_3, \delta_H, \omega_x, \omega_y)$$

$$C_z = f_3(\alpha, \beta); \quad m_z = f_6(\alpha, \beta, \delta_B, \omega_z)$$

$$\text{偏導數 } \frac{\partial m_x}{\partial \beta} = m_x^\beta; \quad \frac{\partial m_y}{\partial \beta} = m_y^\beta; \quad \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = m_z^\alpha \text{ 分別叫}$$

做橫向、航向及縱向靜穩定性係數

$$\text{偏導數 } \frac{\partial m_x}{\partial \delta_3} = m_x^{\delta_3}; \quad \frac{\partial m_y}{\partial \delta_H} = m_y^{\delta_H}; \quad \frac{\partial m_z}{\partial \delta_B} = m_z^{\delta_B} \text{ 分別表示}$$

對副翼方向舵及昇降舵靈敏度的影響，而偏導數 $\frac{\partial m_x}{\partial \delta_H} = m_x^{\delta_H}$ ；

$\frac{\partial m_y}{\partial \delta_3} = m_y^{\delta_3}$ 可確定方向舵的偏轉對傾側力矩的影響及副翼的偏

① 參看哥洛維柯著“高速飛機空氣動力學”一書第十七頁（一九四八年蘇聯國防工業出版局出版）。