

飛機安定性和操縱

戴 昌 暉 編 譯



商 務 印 書 館

例 言

1. 本書係根據模金斯、海幾二氏合著 “Airplane Performance, Stability and Control, by Perkins & Hage, 1950” 一書翻譯改編而成。

2. 原著參考資料多取自近十餘年來的研究報告。內容豐富，材料新穎，尚能理論與實際兼顧。對於原著的若干錯誤，業予修正，應由編譯者負責。

3. 本書內容適合中央教育部頒發的大學課程草案，大學航空系第三學期應用空氣動力學教材之用。對於航空工廠的設計人員，亦是良好的參考書籍。

4. 本書中專門名詞頗多，尚無通用的譯名可循。特附譯名索引於書後，以備查考。一俟統一規定後，即行遵照更訂。

編譯者

目 錄

第一章 緒論	1
1. 飛機的剛體運動	1
2. 飛機的動力系	2
3. 平衡狀況	4
4. 靜性安定的條件	6
5. 飛機動性	7
6. 飛機操縱性	8
第二章 握桿縱向靜安定性和操縱	9
1. 引論	9
2. 機翼的貢獻	12
3. 尾部的貢獻	15
4. 機身的貢獻	21
5. 握桿操縱中性點	24
6. 原動力的作用	26
7. 噴氣飛機的原動力作用	36
8. 最後重心位置	40
9. 縱向操縱	41
10. 升降舵的效能	43
11. 升降舵移角與平衡點、舉力係數的關係	44
12. 自由飛行的最前重心位置	47
13. 升降舵對於降落的需要	48
14. 重心移位範圍的前移限制	52
第三章 鬆桿操縱縱向靜安定性和操縱	60
1. 引論	60
2. 較鏈力矩參數	61
3. 操縱面的彈道特性和氣動力平衡	64

4. 鉸鏈力矩參數的估計	66
5. 操縱片	70
6. 懸桿操縱中性點	72
7. 等速飛行的駕駛桿力向變率	77
8. 改進桿力向變率的裝置	83
9. 重心最後位置的限制	84
第四章 操作飛行	88
1. 引論	88
2. 每 g 的升降舵移角	91
3. 每 g 的桿力	96
4. 飛機重心的極限	100
第五章 方向安定性和操縱	104
1. 引論	104
2. 方向舵固定時的靜性方向安定性	108
3. 方向操縱	115
4. 方向舵放鬆時的方向靜安定性	121
第六章 翹角作用和橫側操縱	129
1. 引論	129
2. 飛機翹角作用的估計	130
3. 掠翼、襟翼及原動力對於翹角作用的影響	134
4. 橫側操縱(引論)	136
5. 橫側操縱效能的估計	139
6. 副翼操縱力(需要數值)	145
7. 副翼操縱力	146
8. 副翼的氣動力平衡	152
第七章 縱向動力學	159
1. 引論	159
2. 運動公式(握桿操縱)的建立	160
3. 縱向運動公式	168
4. 安定數的求法	176
5. 運動公式的解答(握桿操縱)	179

6. 運動公式的解答(鬆桿操縱)	190
7. 飛機對縱向操縱的感應	195
第八章 橫側動力學	202
1. 引論	202
2. 握桿操縱情形下飛機運動的特性	208
3. 安定紀數的求法	210
4. 飛機對於副翼操縱的感應(一度自由)	215
5. 飛機對於副翼操縱的感應(二度自由)	220
6. 飛機對於副翼操縱的感應(三度自由)	226
7. 對於具有逆向偏轉的副翼操縱之感應	229
8. 穩定轉彎	233
9. 放鬆方向舵的橫側動安定性	239
10. 放鬆副翼的橫側動安定性	246
譯名索引	255

飛機安定性和操縱

第一章 緒論

1-1. 飛機的剛體運動

整架飛機可看作在空間飛行的一個剛體，它的運動途徑是由多種力決定，即飛機的慣性力、地心吸引力、原動力組合的推進力以及氣流施於飛機上的氣動力和力矩。此種氣動力及力矩，是飛機速度、空氣密度以及飛機的形狀、大小和方位的函數。基本氣動力學 (elementary aerodynamics) 就是討論此種氣動力的理論，以及自理論和經驗，估計此種氣動力的方法。飛機在空間可能飛行的途徑，受飛機氣動力特性、原動力組合和結構強度的限制。此類限制的測定，即代表飛機的最大可能性能和操作性，稱為飛機性能學 (airplane performance)。欲使飛機得到最大的應用效能，則在上述限制下，必使飛行員在他有限的力量和技巧下，能安全控制飛機的飛行。如何可以使飛行安全而控制靈敏，亦即本書要討論的範圍，稱為飛機的安定性和操縱 (airplane stability and control)。

在動力和結構的極限下，欲使飛機沿任一飛行途徑作穩定的飛行，則施於飛機上的力必須相互平衡，設飛機途徑是一直線，各力應保持靜性平衡；如是曲線，或在任何情況下的加速運動，則各力保持動性平衡。為便利討論此類平衡狀況起見，首宜採用某些名詞和簡號，如圖 1.1 表示。飛機的空間圖可以一組正交軸系代表，軸系的元心是飛機的重心，按 X, Y, Z ，順序成右手定則決定， X 和 Z 軸在飛機對稱面內，以迎風為

正向, Z 軸向下為正, Y 軸則與對稱面相垂直, 以指向右翼尖為正。

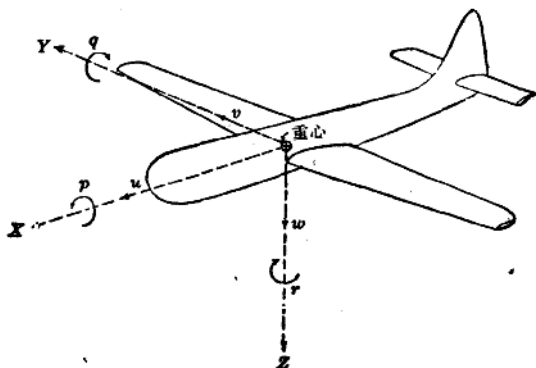


圖 1.1 飛機軸系。

以此一軸系為準線的飛機分力和分力矩, 以及飛機的運動分量, 列舉於下:

軸系	繞各軸的轉動	順各軸線的力	直線速度	繞各軸的力矩	角位移	角速	繞各軸的慣矩
縱軸 X	滾轉(roll)	F_x	u	L	ϕ	p	I_x
橫軸 Y	俯轉(pitch)	F_y	v	M	θ	q	I_y
立軸 Z	偏轉(yaw)	F_z	w	N	ψ	r	I_z

1-2. 飛機的動力系

飛機在空間的運動, 須用六個分速, 始能完全決定, 所以是具有六度自由的動力系。沿任一直線途徑的等速飛行的平衡, 必須滿足各度自由的靜性方程式, 即:

$$\begin{aligned}
 \sum F_x &= 0 & \sum L &= 0 \\
 \sum F_y &= 0 & \sum M &= 0 \\
 \sum F_z &= 0 & \sum N &= 0
 \end{aligned}
 \tag{1-1}$$

飛機的對稱面將飛機分成對稱的兩半(圖 1.2),而對稱面內的運動,僅包括順 X , Z 兩軸的直線運動和繞 Y 軸的轉動,其餘三個飛機的運動分量均在對稱面以外進行。此種具有對稱性的幾度自由,通常稱為飛機的縱向運動(longitudinal motion);而非對稱性的幾度自由,則稱為飛機的橫側運動(lateral motion)。

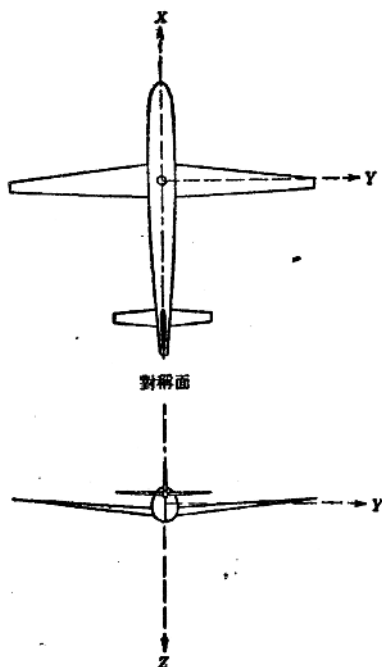


圖 1.2 飛機的對稱面。

欲研究任何動力系的運動,該系的平衡狀況,必須首先建立,然後再決定此平衡的安定特性。如平衡屬於靜安定性,則自平衡狀態受激動而自行產生的不平衡力和力矩,開始是使此一動力

系趨向於恢復原有的平衡狀態。如圖 1.3 的舉例, $A-B$ 是一單擺,此一單擺祇能繞旋回點自由旋轉,故為具有一度自由的動力系。僅有兩位置,即圖中 A 和 B 兩點,能使單擺得到靜性平衡狀態。但兩位置的平衡狀態有截然不同的不同,因在 A 點的平衡下,受激動而生的力矩,將使單擺開始更離開 A 點的運動;但在 B 點的平衡下,受激動所生的力矩,則使單擺最初的運動是趨向於回到 B 點位置。 A 點的平衡是靜不安定性,而 B 點的平衡有靜安定性(static stability)。

當一動力系是在平衡狀況,而且是靜性安定,還需要考察它受激動

平衡點

A

●

B

平衡點

圖 1.3 具有一度自由的單擺。

後的運動的全部經過和特性。如受激動後的運動最後結果是恢復原有的平衡，則該動力系有動安定性(dynamic stability)；如受激動後的運動，開始是趨向於恢復它原有的平衡，但卻永遠不能達到原有的平衡，則該動力系通稱為動性不安定。上述單擺在A點的平衡是靜性和動性均不安定的，而在B點的平衡，雖然是靜性安定的，但從動性的情形來看，如旋回點沒有摩擦，單擺是在真空中運動，則是屬於中性的。

由上面的討論可知，研究一動力系的全部運動特性，必須看他是否能得到平衡狀況，和平衡狀況的靜安定性與動安定性，或者是該動力系自平衡狀況受激動的全部感應特性。祇有在此種感應的全部特性了解後，方能決定該動力

系所需的靜安定性及動安定性的大小。

1-3. 平衡狀況

在正常的飛行中，滿足平衡公式第(1-1)式的問題，對於不對稱的幾度自由而言，頗為簡單。由圖 1.2 即知，當運動限於在飛機的對稱面內進行時，僅因飛機具有對稱性，不對稱的幾度自由即可得到平衡，不構成任何設計的特殊問題。然對於縱向運動的幾度自由而言，平衡公式的滿足是較為不易而需要詳細討論。

沿直線途徑作對稱飛行時，飛機的軸系和受力在圖 1.4 中表示。在該圖中X軸是取作迎風的方向，而Z軸垂直於X軸亦在對稱面內，飛機的各主要作用力假定均通過飛機的重心，施於飛機上的各力矩全部併在一起，以偶力 M_{co} 代表，飛行途徑與地平線所成斜角用 γ 表之，而與飛機的準線，即X軸所成夾角則用 α 表之，準線對於地平線的角移位

即飛機的傾角(pitch angle)用 θ 表示。

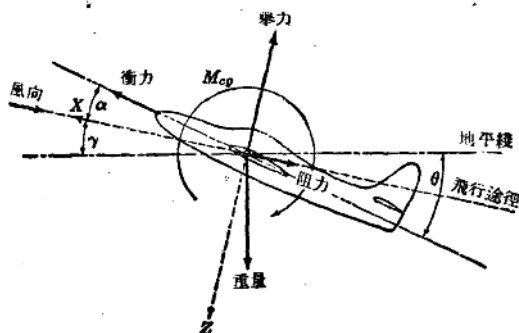


圖 1.4 在對稱面內的力和力矩。

將順 X 與 Z 方向的作用力各自相加，令等於零，再令繞 Y 軸的力矩總和為零，即得飛機在直線對稱飛行時的靜性平衡公式，即：

$$\sum F_x = T \cos \alpha - D - W \sin \gamma = 0 \quad (1-2)$$

$$\sum F_z = W \cos \gamma - L - T \sin \alpha = 0 \quad (1-3)$$

$$\sum M_y = \sum M_{cp} = 0 \quad (1-4)$$

前兩式，即 (1-2) 及 (1-3) 式，稱為飛機性能公式，解之即得在等速飛行下，飛機性能的主要項目。或是給予一定的衝力和一定的阻力變化，對於每一攻角或舉力係數，飛機有一定的前進飛速，以一定的速率上昇。然所有此類結果，是假定在任一攻角時，飛行員均能用某種方法獲致飛機的平衡，其條件則為第(1-4)式，即在任一攻角或相當的舉力係數下，繞 Y 軸的力矩總和為零的條件，必須滿足。故在全部有用的機翼攻角範圍內，必須具有某種設計，以調節飛機的平衡舉力係數。不但如此，飛機的設計，仍須使飛行員能保持在各平衡舉力係數下飛行，而無須過分用力，以免超過飛行員的體力和反應的靈敏程度。此類問題通稱為飛機的安定和操縱，是與第三個靜性公式即第(1-4)式密切關

連的。故飛機安定和操縱的問題，便是如何設計飛機不但能飛，而且要安全、容易和很愉快的飛行，亦即如何使飛機獲得足夠的飛行性質的問題。近來某些國家已有最低飛行性質標準的規範發表，規定飛機設計師在設計時，必須滿足最基本的安定和操縱的特性，以保障獲得安全而優良的可飛飛機。

繞 Y 軸的轉動簡稱為傾轉，故縱向運動的平衡，祇有在傾轉的力矩平衡公式滿足後，方始建立。此處須重覆聲明的，即由於飛機的對稱性，不對稱的幾度自由的平衡，自然滿足，不再成為另一設計問題，故可不予討論。

1-4. 靜性安定的條件

縱向運動的三個平衡公式，可以聯立處理。靜安定性可由平衡狀況下，飛機攻角改變的結果得出。飛機攻角的增大立即使三個平衡公式失去平衡，自第(1-2)式可知，阻力隨攻角增加，而使飛機開始減低速度，自第(1-3)式可知，舉力隨攻角增加而使飛行途徑開始上曲；自第(1-4)式的滿足，設增大舉力係數產生一機頭下轉的傾轉力矩 (pitching moment)，則飛機攻角將行減小，遂趨向於恢復原有的飛速，使飛行途徑變直，而恢復原有的平衡狀況。然若第(1-4)式的滿足，是增大舉力係數，產生一機頭上轉的傾轉力矩，則飛機向更形遠離原有平衡狀況的方向開始運動。故縱向運動靜安定性的條件，隨飛機傾轉力矩對舉力係數的變化方式而定。如將 C_m 對 C_L 繪成曲線，設坡度是負值，則平衡是靜安定性；設坡度是正值，則平衡是靜不安定性。故縱向運動安定性與此重要的傾轉運動公式密切關連，而滿足靜安定性的設計條件，亦即為飛機設計的主要問題之一。傾轉力矩曲線，即 C_m 對 C_L 曲線的坡度，用紀變數 $\frac{dC_m}{dC_L}$ 表示，已成為代替縱向靜安定性的標準。

當飛行途徑在對稱平面內時，雖飛機的不對稱運動是自行平衡，然不一定是安定的平衡，此種安定性，稱為橫側安定性 (lateral stability)。

ty)。對於這一個問題，最初常感混亂，原因是飛機僅發生滾轉位移時，不產生任何作用力，以恢復原有狀況或消滅滾轉，祇在相對風向與對稱面不一致時，橫側運動的安定性才有意義。相對風向與對稱面所成夾角，稱為側滑角 (angle of sideslip) β ，在所有正常的飛行動作中，飛機的設計，要克制側滑角的發生。

側滑 (sideslip) 可由許多原因引起，而飛機產生偏轉力矩 (yawing moment) 以消滅側滑的性能稱為方向安定性 (directional stability)，有時亦稱為風標安定性 (weathercock stability)。實際上方向安定性亦是飛機繞 Z 軸轉動的靜性安定問題，對於飛機的飛行性質極為重要，故須仔細地設計。

第二種橫側運動靜安定性是與側滑引起的滾轉力矩 (rolling moment) 有關。嚴格地說，這並非一種安定性，但却是影響飛機的飛行性質的一個基本因素。由側滑而生的滾轉力矩常稱為翹角作用 (dihedral effect)。當此滾轉力矩是使側滑一面的機翼舉起時，翹角作用看作是安定性的。

所以平衡和靜安定性的主要問題，是關係到環繞三軸的力矩和此類力矩隨攻角和側滑角的變化。靜性平衡安定性和操縱的問題在第二章至第六章中討論。

1-5. 飛機動性

任何動力系需要的靜安定性和動安定性，是看該系對於激動或操縱的感應特性而決定。如一動力系對於激動的感應很慢，有充分時間讓管理人及時施用糾正的處置，則靜安定性和動安定性可以完全不要。船或較空氣為輕的大型航行器便是此類例子。此兩種機件，常是靜性不安定的，但產生的擴張運動很慢，故對於操縱特性的增進頗為有益。

在另一端，高速飛機對於激動的感應頗快，尤其是對於攻角的改變而言。如讓飛機具有大量的不安定性，則對於激動的感應擴張甚快，以

至於在飛行員採取任何糾正的動作之前，易使飛機的結構破裂。因此需要令飛機的主要幾度自由具有相當的靜安定性。飛機對於激動及操縱的感應特性，亦即動安定性和操縱的問題，在第七章和第八章中詳細討論。

1-6. 飛機操縱性

飛機的飛行途徑，在它的氣動力特性和結構強度的限制下，可加以控制。控制的方法，便是操縱平衡狀況的攻角 α 、側滑角 β 、側角 (angle of bank) ϕ 、以及原動力的大小。操縱的機件分別是升降舵 (elevator)、方向舵 (rudder)、副翼 (aileron)、和引擎氣閥。

升降舵、方向舵和副翼需要輕巧、有力而動作協調的設計，所以成為飛機設計的一個主要問題。操縱系必須有足够的效能，才能使飛機得到最大的應用；同時必需有足度的輕巧、以免飛行員在操作中過分吃力，但又不能過度的輕便，否則飛行員無意中觸及操縱機件而使飛機反應極快，以致於超過結構的設計極限。近年來的飛機，是向大型而飛速快的方面發展，所以這些操縱的設計問題，愈為困難。

習題

1-1. 設無摩擦和空氣阻力，試辨別下列各動力系的平衡屬於何類？

甲. 一圓球放在一平板上，

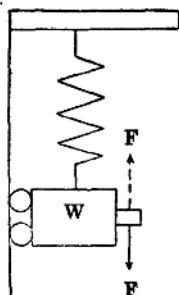
乙. 一圓球放在一凸板上，

丙. 一圓球放在一凹板上。

如有摩擦存在，則又將如何？

1-2. 一彈簧懸一垂重，設無空氣阻力，問是何類平衡？

設有一往返外力着用在垂重上（見附圖），如外力的週率與彈簧的自然週率 (natural frequency) 相等，則此一動力系的平衡將是如何？



第2題附圖

第二章 握桿縱向靜安定性和操縱

2-1. 引論

設計飛機時的最主要問題，是要得到足夠的縱向安定性和操縱，本章中即將討論此一問題。縱軸方向的靜安定性和操縱，可自飛機的傾轉力矩或俯仰力矩 (pitching moment) 的靜性公式求出。此類力矩均以通過飛機重心的 Y 軸為轉軸。設將原動力作用、各部份相互間的干涉、以及鬆桿操縱的情形都包括在內，則此靜性力矩公式的理論分析，將是十分繁雜。但如利用風洞試驗或實地試飛所得的各種數據，則能比較簡易的處理。首先我們將自簡化後的飛行情況，即螺旋槳空轉 (propeller windmilling) 握住駕駛桿的滑翔飛行情況來討論縱向靜安定性，然後再予推廣，以包括原動力的作用，和鬆桿操縱的情形。

縱向平衡和安定性的討論，是根據環繞 Y 軸的傾轉力矩及此力矩隨飛機舉力係數的變化情形。縱向平衡需要此類力矩的和為零，而靜安定性的條件是：當飛機在平衡狀況時，隨舉力係數增加要產生一俯衝力矩 (diving moment)；而隨舉力係數減小，則要產生一抬頭力矩 (stalling moment)。

在後面的全部討論中，將假定任何機翼或尾翼均可用一相當的氣動力平均弦 (mean aerodynamic chord) 代表，此翼弦上的力和力矩，代表施於該相當的機翼或尾翼上的力和力矩。另外假定此翼弦上有一氣動力中心 (aerodynamic center) 存在，繞該中心的

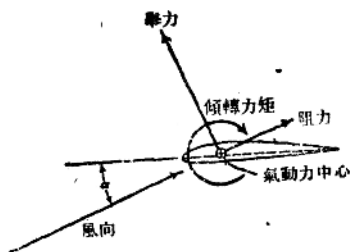


圖 2.1 施於翼型上的氣動力。

翼面傾轉力矩係數不隨機翼舉力係數而變。故任何一機翼或尾翼上的力和力矩可以用一舉力和一阻力着用於此一氣動力中心上，再加上一傾轉力矩，其轉軸通過氣動力中心，其係數則不隨舉力係數而變。任何一翼剖面(airfoil section)的氣動力中心均位於近 25% 弦長一點，決定全機翼的氣動力平均翼弦及其氣動力中心的方法，在翼原理中敘述。

在無螺旋槳力的對稱滑翔飛行時，一正常飛機上的受力和力矩詳

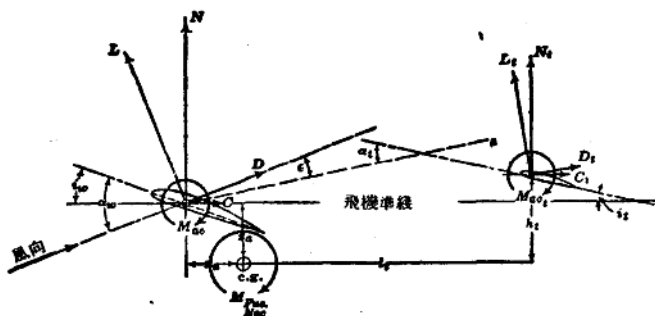


圖 2.2 對稱面內的力和力矩。

見圖 2.2, 角度 i_w 和 i_t 分別是機翼和平尾對於飛機的準線的裝置角 (incidence angle), ϵ 是在翼後平尾上的平均下洗角 (downwash angle), 所有角度及其紀數均以度表示, 以免混亂。

按定義舉力和阻力分別是垂直於和平行於相對風向, 用此兩力求力矩時, 常感不便, 因兩力對於重心的矩臂因攻角而改變, 故所有氣動力均將分成法向力 (normal forces) 和弦向力 (chordwise force)。如此則方向固定於機身上, 矩臂是不變的常數。

亦可將氣動力分成垂直於和平行於飛機準線的分力, 如以機翼受力為例, 則:

$$\begin{aligned} N &= L \cos (\alpha - i_w) + D \sin (\alpha - i_w) \\ G &= D \cos (\alpha - i_w) - L \sin (\alpha - i_w) \end{aligned} \quad (2-1)$$

同樣可將尾面受力順此兩方向分成兩力，而以 N_t 及 C_t 分別代表。按圖 2.2，則繞重心的力矩總和如下，即：

$$M_{cg} = N x_a + C z_a + M_{ac} + M_{\text{機身}} + M_{\text{引擎艙}} + M_{ac_t} + C_t h_t - N_t L_t \quad (2-2)$$

上式可化為係數式子較為便利，如各項除以 $q S_w c$ ，可得：

$$C_{m_{cg}} = C_N \frac{x_a}{c} + C_e \frac{z_a}{c} + C_{m_{ac}} + C_{m_{\text{機身及引擎艙}}} + C_{m_{ac_t}} \frac{S_t}{S_w} \frac{C_t}{c} \eta_t + C_{c_t} \frac{S_t}{S_w} \frac{C_t}{c} \eta_t - C_{N_t} \frac{S_t}{S_w} \frac{L_t}{c} \eta_t \quad (2-3)$$

而 $\eta_t = \frac{q_t}{q}$ 。

上式中 q 是飛行動壓， q_t 是平尾上平均動壓，均用磅/平方呎計算， S_w 是翼面積，用平方呎計， c 是氣動力平均弦長，用呎計， $\eta_t = \frac{q_t}{q}$ 是平尾效率 (horizontal tail efficiency)，在無原動力飛行時， η_t 常小於 1。因為各種干涉如翼流跡 (wing wake) 及機身邊界層 (boundary layer) 等作用，尾面氣流的動能常受消損。在有動力飛行時，則因螺旋槳的滑流作用 (effect of slipstream)， η_t 值變動甚大，此點當在後面詳細討論。

第(2-3)式中六、七兩項與他項比較下，其值甚小，可以省略，以後不再予討論。由此，第(2-3)式變為：

$$C_{m_{cg}} = C_N \frac{x_a}{c} + C_e \frac{z_a}{c} + C_{m_{ac}} + C_{m_{\text{機身及引擎艙}}} - C_{N_t} \frac{S_t}{S_w} \frac{L_t}{c} \eta_t \quad (2-4)$$

在某種飛行狀況下，如令 $C_{m_{cg}} = 0$ ，即得傾轉的平衡公式如圖 2.3 所示。飛機在 T 點 ($C_L = 1.0$, $C_{m_{cg}} = 0$) 時，外力及外力矩互相平衡，按照航空術語， T 點稱為修整狀況 (trim) 或平衡點。

傾轉力矩係數是舉力係數的函數，傾轉力矩係數 C_m 對舉力係數 C_L 的曲線，常用來討論飛機的縱向靜安定性 (longitudinal static

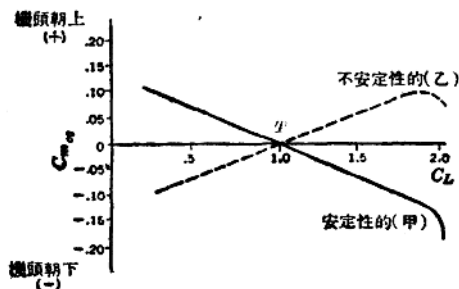


圖 2.3 傾轉力矩的典型曲線。

stability), 圖 2.3 是此種曲線的典型例子, 曲線的坡度代表飛機的靜安定性。對於安定的機種, 該坡度必須為負。今設飛機原來在修整狀況飛行(即圖中 T 點), 如舉力係數增加, 使飛機攻角減小, 隨之舉力係數亦行減小, 而恢復原來的平衡狀況。反之, 如舉力係數減小, 則產生一機頭朝上的力矩使飛機的舉力係數加大, (乙) 線的坡度為正, 則代表靜性不安定機種。因為舉力增大時, 產生一機頭朝上的力矩, 使舉力係數更行增大, 雖然修整狀況仍在同一 T 點。

C_m 對 C_L 的曲線坡度, 可以用紀數 $\frac{dC_m}{dC_L}$ 代表, 其值可由第(2-4)式對 C_L 微分而得, 即:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \underbrace{\frac{dC_N}{dC_L} \frac{x_a}{c} + \frac{dC_c}{dC_L} \frac{z_a}{c} + \frac{dC_{m_{ae}}}{dC_L}}_{\text{機翼的作用}} + \underbrace{\left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)}_{\text{機身及引擎艙}} - \underbrace{\frac{dC_{N_t}}{dC_L} \frac{L_t}{c} \eta_t}_{\text{翼尾的作用}} \quad (2-5)$$

飛機各部份的安定性貢獻, 可以分別列舉如第(2-5)式。

各部份的作用, 在下面分別討論。

2-2. 機翼的貢獻

機翼對於飛機縱向靜安定性的貢獻, 可據第(2-5)式中前三項來分