



飛機飛行的能量管理

空軍備役上校 沈坤耀 何志勤 副教授 陳步偉

提 要

操控飛機於大氣中飛行是一種管理，一種對高度和速度的管理，航太學理更精確的說法是一種能量管理。本文針對固定翼機，說明飛機在飛行時所具有的能量種類，闡述飛機能量或飛行能量和飛行操控的關係，並利用能量守恆原理，期使經由飛機飛行能量的各種需求，針對飛行中的飛機所具有的能量和能量之間的轉換關係加以分析說明，了解飛行的能量管理和操縱方式，以掌握飛行的控制技巧和安全飛行的能量管理概念。

關鍵字：飛機、剩餘馬力、能量守恆、能量管理

飛行的能量守恆

一、飛行的能量守恆概念

依據熱力學第一定律（能量守恆定律）：一系統在循環過程中所有能量守恆，意即所有能量的總合並不會因循環過程變化，也就是說不同的能量在過程中的有所增加或減少，只是不同的能量間的轉移而已，其系統總能量是維持不變的。一架飛機在空中飛行，我們以能量的概念將其具有的所有能量分述如下：

(一)位能（飛機在飛行的高度上所具有的能量）

在萬有引力場中，任何具有質量的物體，因為受重力加速度的影響，都有重量。當物體要增加高度時，必須對該物體做功，做功的大小等於物體重量和高度的乘積，所

以我們定義物體在不同的高度位置分別代表了不同的位能階，當飛機要增加高度時，必須加馬力以對飛機做功才能使該機爬升至較高的高度，換句話說也就是對飛機做功使它位能增加。

(二)動能（飛機在飛行的速度上所具有的能量）

飛機的飛行動能與其質量和速度的平方成正比，飛行速度越大，飛機動能就越大，所以我們定義飛機在不同的飛行速度時分別具有了不同的動能，當飛機要增加動能時，必須加馬力來使飛機加速，根據牛頓的運動第二定律，質量越大的飛機需要更大的力來使飛機加速，所以越重的飛機需要做越多的功來獲得所需的動能，也可以說想要飛機飛得越快，動能越大，也就是需要有推力越大的引擎。

(三)化學能

飛機飛行時可用燃料所擁有的化學能量。和

(四)耗能

飛機飛行時，造成周遭氣流擾動與溫度升高所相對消耗的能量；換句話說當飛機在平直飛行時，因為飛行的高度和速度都不變，所以位能和動能保持固定，但是仍需要消耗能量做功來克服阻力和升力的能量需求。

若把飛機視為一個系統，則依據能量守恆定律，飛機系統內總能量(內能與動能之和)的時間改變率，應等於：

- (一)重力場的位能改變率、
- (二)因空氣動力造成的能量損耗率、
- (三)可逆的熱傳導能量、和
- (四)不可逆的熱傳能量損耗率的總和。

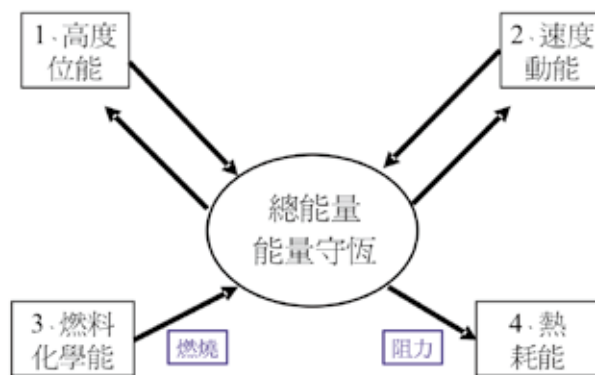
以上四種能量，依據能量守恆定律，它們的總能量是守恆的，說明飛機在飛行的任何時刻，飛機的動能、位能、化學能和所有耗能的總合是維持不變的。

如圖一所示，經由飛機發動機做功，可以把燃油的化學能轉換成高度（位能）增加，也可以把燃油的化學能轉換成空速（動能）加速，可以把燃油的化學能來補足由於阻力或其他不可逆的過程所造成的能量損耗，而使飛機得以維持一定的高度和速度來平飛；可以經由飛機的俯仰快速操作，可以減速來爬高，也可以俯衝降低高度來增加速度，用高度（位能）與速度（動能）互換。也就是說，飛機在飛行中能量可以從一種型式轉換成另一種型式，但其中有些能量的轉

換是不可逆的熱傳能量損耗，例如飛行阻力的能量損耗，我們就沒辦法另作它用；高度（位能）加上空速（動能）就是所謂的機械能（mechanical energy），發動機做功可以增加機械能，然而飛行阻力或其它耗能就會減少機械能。

以飛機從起飛到落地全停為例：飛機起飛前，所有100%的能量是化學能；到了起飛速度未離地前，飛機所有的能量由大部分的化學能、部分因起飛滑跑損失的耗能、和起飛速度所具有的動能所組成；飛機巡航階段所有的能量，由所剩燃料的化學能、飛行高度的位能、飛行速度的動能、和一路過來因空氣動力（飛機升力和阻力）和不可逆熱傳所損耗的耗能所組成；飛機落地後所有的能量，由所剩燃料的化學能、和所有因空氣動力和不可逆熱傳所損耗的耗能所組成，依據能量守恆法則，以上各階段的能量總合不變。

利用守恆定律可以解釋飛行現象，並



圖一 飛機的能量守恆示意圖

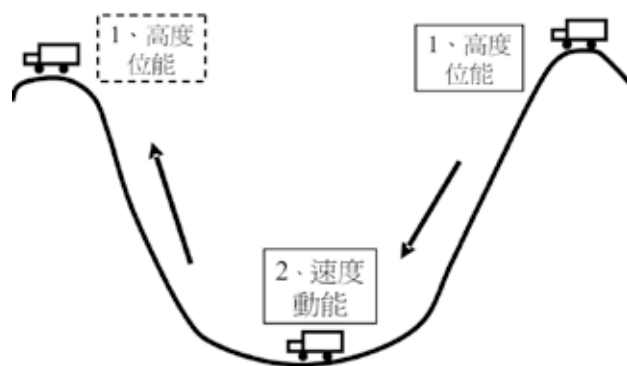
（圖來源：作者自繪）

可以用來分析飛行性能，例如：當飛機進行爬昇或加速時，必須推油門加大馬力輸出，就是利用飛機的燃料化學能，用來轉換成高度或速度的增加，以消耗燃油產生的內能，經由渦輪機或噴嘴轉變成推力和動能的動力以用來爬升或加速；縱使滑翔機雖沒有動力，也可以用高度（位能）與速度（動能）互換，如減少速度來換取高度，當然過程中必須支付部分的阻力損失（耗能），所以它不能一直維持滯空飛行。如果以能量的眼光來分析，以上所述燃料、速度、或高度的改變，不管是位能、化學能、動能、或耗能大小如何改變，其間任何飛行狀態下的總能量仍然保持不變，各種能量間只是互換而已，只不過其中位能、動能可以雙向互換，不但可以增加亦可以減少，而化學能和耗能卻只可以單向轉換，化學能是越來越少而耗能卻越耗越多。

二、雲霄飛車定律（The Law of the Roller Coaster）

一組典型的雲霄飛車，它是不具動力的，它的作用原理是利用能量守恆原理，先把飛車拖至一定的至高點以獲得足夠的位能，然後利用重力加速向下滑，以位能換取高速的動能，來營造刺激歡樂的效果，如圖二所示。

在能量守恆原則下，天下沒有白吃的午餐，一種能量的增加必定伴隨著一種或其它能量的減少，因為雲霄飛車它質量大而軌道的阻力小（力學所謂的慣性好），因此它可被假設（因為阻力小，其造成的磨擦阻力損耗小）為只有動能與位能互換的系統，在



圖二 飛機的雲霄飛車定律（能量守恆）示意圖
（圖來源：作者自繪）

只需要考慮機械能的條件下，雲霄飛車任一單位速度的增加必定等於一定比例的高度減少，反之亦然，所以任何物體的運動只要在阻力可相對不計的條件下，或是當高度或速度的改變快速時，我們可以忽略其它能量的改變，認為動能與位能可以直接互換，也就是說雲霄飛車的機械能是守恆不變的。

在地球的重力場作用下，飛機和所有具有質量的物體一樣具有一定的位能，位能與其所在的高度位置成正比，高度增加其位能就增加；同樣的，飛機也和所有具有速度的物體一樣具有一定的動能，而動能與其運動的速度平方成正比，飛行高度或速度的改變，就好像雲霄飛車一樣，速度增加其動能就增加，所以當飛機高度或速度的改變快速時，我們可以假設其它能量來不及改變，把飛機飛行高度或速度的改變，單純的視為飛機動能和位能的增減。依據此理，可以得到一飛機飛行的經驗轉換參數為：每減少（或增加）一節的空速，將增加（或減少）九英

呎/每百節的飛行高度」。例如以二百零一節平飛的飛機，在不加油門下帶桿爬昇，等空速掉到二百節時飛行高度將增加十八英呎，此能量轉換因動能與位能均與重量成正比，所以和飛機的重量無關〔1〕。

飛行的能量需求

由於飛機在大氣中飛行，而大氣中的空氣是有黏性的，雖然它的黏性比水小得很多（約為54分之1），當一架飛機在大氣中飛行時，基於氣體的黏滯性效應，機體與周遭空氣相對運動、交互作用的結果，將造成四周空氣的動量改變率（機體對周遭空氣施加力量的結果），根據牛頓第三定律，上述機體周遭空氣的動量變率是因受飛機作用力擾動所造成，而周遭空氣對飛機的反作用力，即是空氣動力中的升力與阻力〔2〕。

飛機在大氣中飛行所需要的升力，主要是源於流經機翼翼切形氣流的動量改變，形成所謂的下洗氣流，其中氣流的動量改變率就等於產生的升力大小。

飛行產生升力的同時也產生各種型式的阻力，通常次音速飛機的飛行阻力可概要分為，誘導（升力）阻力、和零升力阻力。所謂誘導阻力顧名思義是飛機飛行因升力而產生的阻力，因為飛機機翼的主要功能是產生升力，而要從機翼產生升力，必須造成機翼下翼面比上翼面壓力大，由於飛機的機翼是有限長的，此機翼上下翼面壓力差的結果，就在機翼翼尖部分形成了所謂的翼尖渦流（Tip Vortex），此翼尖渦流除了增強了流經機翼翼切形的下洗氣流外，也同時讓相對

飛行氣流形成一下傾的下洗角度(Down Wash Angle)，此下洗角不但使飛機的有效攻角降低，也使得飛機的升力向後傾倒一個下洗角度，讓升力產生了一多出來的水平阻力分量，我們稱此為誘導阻力。

而所謂零升力阻力顧名思義是飛機飛行扣除了升力阻力外的所有阻力，它是飛機飛行所必須支付的最基本能量損耗代價，所以也被稱之為最小阻力(Minimum Drag)，也因為此阻力對升力毫無貢獻，一般人也稱之為廢阻力(Parasite Drag)，其大小與飛機的外表面積、體積、外形、和飛行速度有關，次音速飛行時的零升力阻力，包括表面磨擦黏性阻力和外形的壓力阻力兩項〔3〕，超音速或超音速飛行時，則增加震波阻力，並且以震波阻力為主。

根據上面所述，空氣動力主要可分為升力和阻力兩項，為方便清楚說明飛機飛行的推力需求，本文就噴射飛機穩定平直飛行（以下簡稱平飛）的狀況，飛機在平飛時推力等於阻力，飛機在平飛時不同的推力分類如下：

1.需求推力：飛機在特定高度下平飛時所需要的推力，此時飛機所需的推力等於阻力。

2.可用推力：飛機在特定高度下平飛，不同空速下發動機所能提供的最大推力值。

3.剩餘推力：飛機可用推力減去需求推力後的剩餘推力值。

對誘導阻力而言，其阻力係數與飛行攻角平方成正比，由於低速飛行時需要高攻角來獲得較大的升力，所以在平飛時，飛行速

度越小誘導阻力越大，如圖3中的編號1的黑色實線所示。對零升力阻力而言，其阻力與飛行的速度平方成正比，所以在平飛時，飛行速度越大零升力阻力越大，如圖3中的編號2的紅色實線所示。

飛機在平飛時，飛機的推力等於阻力，因此平飛時的需求推力就等於零升力阻力和誘導阻力的總和，如圖3中的編號3的藍色實線所示；圖中編號0的黑色粗實線，代表該飛機發動機的可用推力。圖中的A點代表平飛最大空速，圖中的B點代表平飛的最小空速，圖中的C點代表該飛機只要以最小的需求推力就可以維持平飛，當然在C點的高度和速度下，該飛機具有多餘的推力可以提供加速或爬升的馬力需求〔4〕。

一、升力的能量需求(升力功率)

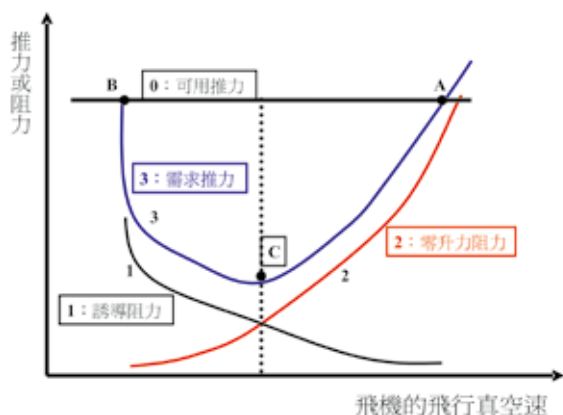
飛機產生升力是需要能量的，升力所需要的功率的大小，為下洗氣流的質量流率與下洗速度平方的乘積，並且因為升力可表

示為下洗氣流質量流率與下洗速度之乘積，所以飛機因產生升力所需要耗費的功率，可表示為升力與下洗速度之乘積；舉例來說，如果一架平飛的飛機把飛行空速加速到原來空速的兩倍，則飛機產生的下洗氣流質量流率增為原來的兩倍，若要保持升力不變（因為飛機的重量並沒有改變）來維持飛機的等高度飛行，則飛機需降低攻角，使下洗氣流速度為原來之一半，結果此時飛機因產生升力所需要耗費的功率，相對亦只要一半即足夠，所以當飛機速度增加時，維持飛機升力所需的功率則等比例減少。

二、阻力的能量需求(需求功率)

飛機在大氣中飛行，飛行空速愈大所需耗費的能量必須愈大，除了上述已知飛機因產生升力所需要耗費的功率外，針對飛機飛行中機體產生的阻力，飛機仍需對阻力付出能量的消耗。

依據牛頓第一(慣性)定律，物體在受力平衡時運動，靜止者恆保持靜止，動者恆保持等速運動，以平飛為例，飛機需耗費一定的能量，來產生與飛行阻力同樣大小而方向相反的推力，平衡飛行阻力以保持等速運動，所以阻力與空速的乘積就是飛機為保持平飛所需耗費的功率(每單位時間消耗的能量)，對高度而言，高度代表位能是一種能量，對爬升的飛機而言，飛機增加燃油消耗的結果是增加飛機的位能，飛機減少的油量就像錢存在銀行般，並非真正被耗費掉，而是去買了位能(高度)，隨時需要時都可以用多餘的位能去兌換成速度(動能)，而阻力就不一樣了，它好像稅款或租金一樣，只要運動就



圖三 次音速噴射飛機的可用推力和需求推力示意圖
(圖來源：作者自繪)

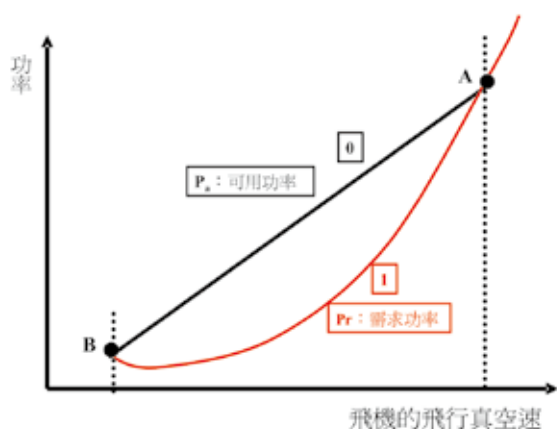
必須付出而且是有去無回的，因阻力而需耗費的功率即是需求馬力或需求功率。

對平飛的飛機而言，在不同速度下維持等速飛行時，其需求功率並不一樣。飛機在慢速飛行時誘導阻力大，飛機必須以大功率操作以克服誘導阻力，所以速度愈低需求馬力愈大；飛機在高速飛行時廢阻力大，此時飛機雖然只要很小的飛機飛行攻角即可維持升力，卻必須以大功率操作以克服廢阻力，因此亦需要大量的需求馬力，如圖4中的A點和B點所示。

三、飛機不同飛行狀況下的能量需求

為了更簡易的說明飛機的能量需求，以下以飛機平飛條件下，說明飛機不同飛行狀況。

針對上面所敘述，飛機在大氣中飛行，飛機機體必須產生升力和阻力，飛機需對所產生的升力和阻力付出能量的消耗。根據飛機飛行的空氣動力和飛機飛行的能量需求，



圖四 噴射飛機的可用功率和需求功率示意圖
「（參考Steven, 1998）繪製」。

飛機引擎必須相對的消耗燃油以提供飛行時的能量所需，現分述飛機不同的能量需求分類如下：

(一)需求馬力：飛機所需的誘導功率（誘導阻力的耗能）與廢阻功率（廢阻力的耗能）之總合。

(二)可用馬力：飛機發動機所能提供的功率值。

(三)剩餘馬力：飛機可用馬力減需求馬力後的剩餘可用功率值。

功率的大小是力與速度的乘積，由於飛機的廢阻力隨著飛行速度而增加，而且是與空速的平方成正比，所以所需耗費的能量（廢阻功率），是飛行速度的三次方成正比，而所需的誘導功率與飛行速度成反比，因此我們可以得到飛機不同飛行狀況下的馬力需求如下：

(一)飛機平飛的機翼效率與能量需求

以波音747客機的機翼為例，飛機平飛時機翼的廢阻力，相當於半英吋直徑寬與翼展等長的圓管線所產生的阻力大小，而且因為平飛是飛機操作時間最長的時段，誘導阻力的大小為飛機設計的重要關鍵，因誘導阻力產生的能量需求等於飛機重量與下洗速度的乘積，所以若機翼的長度增加一倍（翼展加倍），飛機重量不變條件下，下洗速度或對應的攻角只要一半即可，所需的誘導功率變小，所以機翼的翼展長度是飛機產生升力的效率指標（雖然部分廢阻力也伴隨著翼面積而增加），基於慢速飛機飛行的能量主要是克服誘導阻力，所以一般均採用長翼展（大展弦比）的機翼設計；反之，基於高速飛機飛行的能

量主要是克服廢阻力，所以一般均採用短翼展(小展弦比)的機翼設計，對民航機的設計，其主要目的是希望飛機平飛能得到最大的升力和最小的阻力，所以航空學家定義升／阻比(升力與阻力的比值)為飛機設計的氣動力效率參數（Aerodynamic Efficiency），由平飛的升／阻比值可藉以評價飛機的機翼效率。

(二)低速飛行時的功率需求

由於飛機在低速飛行時，需增加飛機的飛行攻角以增加升力，所以飛機在慢速飛行的能量需求，主要是用來克服誘導阻力，飛機必須以大功率（需求馬力）的操作來克服誘導阻力，因此在低速操作有所謂的反向操作區(Backside Operation)，如圖5所示，在此區域速度愈低需要馬力愈大，因為這個原因，飛機低速飛行需要較大的需求馬力，造成飛機剩餘馬力小，所以飛機的操作能力很有限。

(三)在高速飛行時的功率需求

飛機在高速飛行時，所耗費的功率主要

是用來克服廢阻力，此時飛機由於空速高、動壓大，所以只要很小的升力係數（相對的使用小攻角飛行，誘導阻力小），即可產生足夠的升力，雖然只要很小的飛機飛行攻角即可維持升力，同樣的，由於空速高、動壓大，仍然必須以大馬力操作（消耗較大引擎功率）以克服廢阻力，也就是說需要大量的需求馬力，因此飛機可用來機動的剩餘馬力小。

(四)爬升時功率需求

若把需求馬力與對應的飛行速度以圖形表示，我們可以得到一條兩頭高、中央凹陷的微笑曲線(Smile Curve)圖，如圖5所示，低速區是因誘導阻力大需要大量的需求馬力，高速區是因廢阻力大需要大量的需求馬力，而在飛機最小需求馬力點所對應的速度下飛行時，由於該速度飛行時所擁有的剩餘馬力最大，所以具有最佳的爬升或加速能力，如果飛機的構型不變而提昇發動機性能，使飛機的可用馬力加大，如此可明顯的增加飛機的爬升能力，但由於高速飛行時因需求馬力與飛行速度的三次方成正比，所以對飛行的高速性能提昇有限。

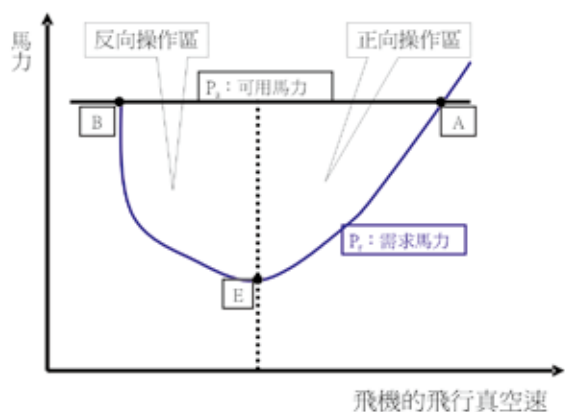
飛行能量管理

一、飛機的剩餘馬力

利用飛機飛行的運動方程式，我們可推導出飛機的比剩餘馬力 P_s （單位重量的飛行剩餘馬力）的方程式：

$$P_s = \frac{dh}{dt} + \frac{VdV}{gdt} = \frac{(T-D)V}{W} = \left(\frac{T}{W} - \frac{D}{L}\right)V$$

，方程式中 T 代表飛機推力， D 代表飛機



圖五 旋翼機的可用馬力和需求馬力示意圖〔4〕

飛行總阻力， W 代表飛機重量， g 代表重力加速度， V 代表飛行真空度， $\frac{dh}{dt}$ 代表高度變化率(或爬升率)， $\frac{dV}{dt}$ 代表速度變化率(飛行水平加速度)，所以由此方程式可知：

(一)比剩餘馬力 P_s 代表飛機單位重量的剩餘馬力，也可以代表該飛機當時馬力配置下所擁有的加速或爬升之能力。

(二)比剩餘馬力等於零，代表(a)飛機可以維持穩定平直飛行狀態(沒有加減速、爬升或下降)、(b)飛機若下降則可以有等值的加速度、(c)飛機若爬升則必須有等值的減速度；

(三)比剩餘馬力大於零，代表飛機具有加速和爬升之能力；

(四)比剩餘馬力小於零，代表飛機將無法保持穩定平直飛行，必須減速或降高度，例如：飛機必須掉高度才能維持速度或加速、必須掉高度才能轉彎、或必須掉速度才能維持高度。

因此由 P_s 之方程式可得知，參數 P_s 之大小可以決定飛機之加速或爬升性能，以及轉彎操作等之能量。要提高 P_s 則要求增加飛機的推力重量比(T/W)和減少阻力 D (包括零升阻力、誘導阻力和波阻力等)或提高升力阻力比(L/D)，傳統的設計利用較小後掠與較大展弦比之厚機翼設計，可提升此升力阻力比。

例如若一飛機以每秒200米速度平飛且 P_s 等於每秒200米時，代表該機當時具有每秒200米的比剩餘馬力，其性能意義代表該飛機：(a)可以不掉高度的加速、或(b)不掉高度的轉彎(c)等速爬升、(d)加速爬升、(e)等速爬

升轉彎甚至於具有加速爬升轉彎等能量。若以等高度加速為例：因為

$$\frac{dV}{dt} = P_s \frac{g}{V} = 200 \frac{9.8}{200} = 9.8(m/s^2)$$

，代表該機具有每秒9.8米水平加速能力；

若以等速爬升為例

$$\frac{dh}{dt} = P_s = 200(m/s)$$

即代表該機具有每秒200米的等速爬升能力；當然也代表該機具有每秒4.9米的水平等加速度和每秒100米的爬升能力。

通常在設定飛機推力及重量條件下，可繪出比剩餘馬力與馬赫數和高度變化之函數圖，由此圖內 $P_s=0$ 之封閉曲線即代表在給定之推力下之飛行包絡圖，包絡線內即是飛行的可操作區，此飛行包絡圖代表飛機的性能能量指標。

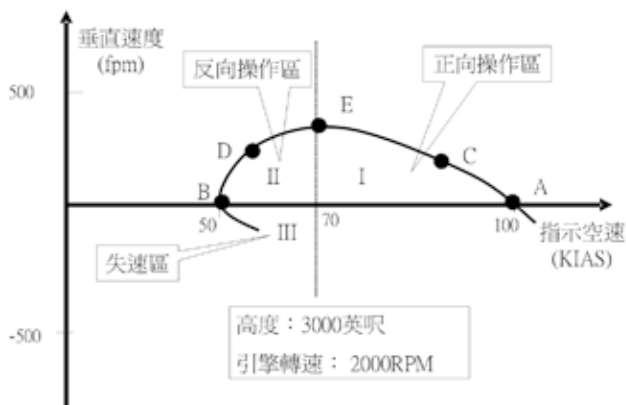
二、飛機飛行的能量曲線

利用飛機的比剩餘馬力 P_s 的方程式，我們可以改寫成代表飛機等速度爬升(或下降)率的方程式如下：

$$\text{爬升率} = V_\infty \sin \gamma = \frac{V_\infty (T - D)}{W} = \frac{P_{\text{avail}} - P_{\text{req}}}{W}$$

，方程式中 γ 代表飛機的爬升角， P_{avail} 代表飛機的可用馬力， P_{req} 代表飛機的需求馬力。由上述方程式可知，飛機的比剩餘馬力 P_s ，代表了飛機在給定馬力下的等速度爬升率，所以我們可以把圖五的微笑曲線，轉換成飛機在給定馬力、不同速度下的爬升率曲線，也就是所謂的能量曲線(Power Curve)如圖六所示。

在圖六中，表示一螺旋槳飛機在3000英尺高度，引擎轉速2000轉時，飛機的最大平飛速度是指示空速每小時100節(如圖六中A



圖六 螺旋槳飛機能量曲線圖

(圖來源：作者自繪)

點)；最小平飛速度是指示空速每小時50節(如圖六中B點)；在指示空速每小時70節時，具有每分鐘400英尺的最大爬升率能量(如圖六中E點)；指示空速比每小時70節大，爬升率變小(如圖六中C點)，或指示空速比每小時70節小，爬升率同樣變小(如圖六中D點)，所以圖6中E點到A點的指示空速間，是該機的飛行正向操作區(Frontside Operation)，代表飛機在加速時(因為廢阻力增加)需求馬力增加，剩餘馬力減少；而圖六中E點到B點的指示空速間，是該機的飛行反向操作區(Backside Operation)，代表飛機雖然是在減速時，卻因為誘導阻力增加，需求馬力增加，同樣使得剩餘馬力減少。

能量的時間變化率就是所謂的功率，由以上說明可知油量可以轉換成高度，而耗油率可以轉換成爬升率，所以一個有經驗的飛行員知道在平飛時，只要收回些油門，降低一定量耗油率後就可以維持一定的等速度下降率，同樣的只要推些油門，增加一定量耗油率後就可以維持一定的等速度爬升率

[5]。

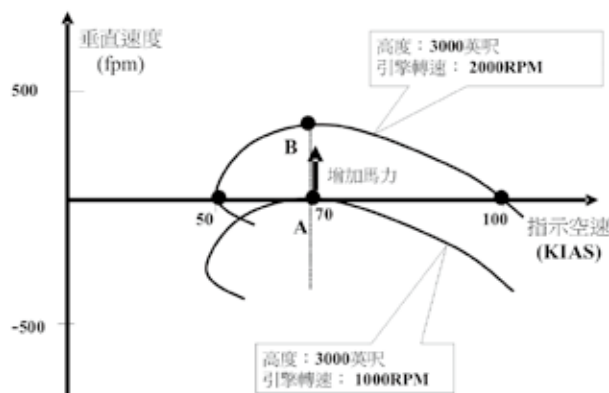
如圖七所示，一螺旋槳飛機在3,000英尺高度，引擎轉速設定為2,000轉或1,000轉時的能量曲線圖，飛機的引擎轉速設定為1,000轉時，可以在指示空速每小時70節時維持平飛(如圖七中A點)，如果增加引擎轉速為2,000轉，則具有每分鐘400英尺的爬升率能量(如圖七中B點)。

三、飛行的能量管理策略

整合飛行的能量概念和管理的法則，我們可以歸納成四種不同狀態時的飛行能量管理策略：

(一)高高度低空速時：飛機的位能高，但是動能小，由於此狀態時的空氣密度小，氣流的動壓也小，所以飛機的所有操控面的操控能力小，唯一的管理策略，就是以減少位能來換取動能，利用推桿讓飛機建立俯衝姿態來獲得速度。

(二)高高度高空速時：飛機的位能和動能都大，此時飛機所擁有的機械能(位能和動能



圖七 螺旋槳飛機增加馬力的效益示意圖

(圖來源：作者自繪)

的總合)最大，由於高空時空氣密度小溫度低，因為音速小所以在高空速下增加高度，很容易讓飛機進入穿音速或超音速區，飛機會受震波或受空氣壓縮性效應的影響，引起操控面的操控能力不穩定或抖震的問題。唯一的管理策略，減少動能來降低飛機的機械能，可以收油門來下降，或利用增加阻力來減速，例如轉彎或打開減速板。

(三)低高度高空速時：飛機的位能小，但是動能大，由於低空時空氣密度大，加上高空速時氣流的動壓也大，所以飛機的所有操控面的操控能力強大，任何操控面的角度些許變化，除了操控面會承受劇大的應力（stress）作用外，也會引發飛行姿態的激烈改變，所以必須考慮飛機的結構強度，飛行也須格外的小心，以避免飛機變動作造成墜機意外，此時最佳的管理策略，就是以減少動能來換取位能，利用柔和的帶桿(向後施力)讓飛機建立爬升姿態來獲得適當的高度。

(四)低高度低空速時：飛機的位能和動能都小，此時飛機所擁有的機械能最小，由於機械能的多寡代表了飛機機動能力的大小，此時就有了能量小的問題，唯一的管理策略，就是以增加引擎的馬力輸出，來增加高度或空速。例如飛機在落地的飛行階段，由於高度低動能又小，如果一切順利則直接著陸，否則只有趕緊加足馬力來增加高度或空速了；如果沒有多餘的能量可增加，就像滑翔機到此低能量區，唯一的管理選擇只有直接迫降著陸一途了。

一般油門是用來操控昇降、而駕駛桿是用來操控空速的，而成熟的飛行員也知道

飛機的高度與空速可以快速又很有效率的相互轉換，例如飛行時猛帶桿(駕駛盤)的竄升（Zoom）與猛推桿(駕駛盤)(Push over)的俯衝，均是典型高度與空速轉換的機動動作，當它們被快速轉換時機械能是滿足守恆定律的。相較之下若要以化學能(以油門加減耗油率)快速轉換為機械能就非常困難，是故不論軍或民航機的飛行操作對所謂的低能量區(Low-energy Regime)格外的重視，並列入特殊訓練項目中。以民航機為例，一般的落地低能量區定義如下〔6〕：

- (一)飛機的襟翼和起落架均在落地構型；
- (二)飛機處於下降過程；
- (三)推力穩定於慢車位置；
- (四)空速小且於減速過程；和
- (五)飛機距離跑道高度50呎內。

在落地低能量區，此時由於空速小高度低，機械能相對的很小，唯一的管理策略，如上所述，就是即時加大油門以增加引擎的馬力輸出，來增加高度或空速；由於此時正處於所謂的反向操作區，飛行員帶桿會造成飛行攻角加大、阻力增加和速度降低，反而增加飛機的下降率。然而，縱使決定重飛且即時加大油門，以噴射發動機而言，一般需要5至10秒的時間發動機才足以建立額定的推力轉速，以能量轉換的觀點來說，必須以增加耗油率來增加爬升率，化學能(以油門增加耗油率)轉換為機械能(較大的空速和高度)須要一段轉換時間（Spool up），如此才能由落地時的低能量區脫離，完成重飛的需求，飛行員如果在未獲得機械能前，就試圖建立爬升姿態，很有可能不是因攻角太大失速、即

是因下降率太大，而造成墜機或重落地等失事情況發生。

結 論

飛機飛行除了符合牛頓力學的運動定律、也必須滿足能量守恆原理，安全的飛行須確保飛機擁有一定量的機械能，也須進行有效的能量管理策略，用油門來操控昇降、用駕駛桿來操控空速，當飛機進入低機械能量區或反向操作區時，唯一的管理策略，就是即時加大油門以增加引擎的馬力輸出，飛機只有在一定量的機械能量區，動能(速度)與位能(高度)互換的雲霄飛車的機械能守恆定律，才能有效的被應用。

參考資料

- 一、John S. Denker , "See How It Flies", Copyright (c) 1996-2005 jsd.
- 二、Honrner, S.F., and H.V. Borst," Fluid-Dynamics Drag", 1975.
- 三、沈坤耀，「淺論飛機阻力」，空軍學術月刊467期,1995。

- 四、Steven A. Brandt, Randall J. S., John J. B. , Ray W., "Introduction to Aeronautics : A Design Perspective", NASA, 1998. pp136~138.
- 五、Whitford, R., "Design for Air Combat", Jane's Publishing Comp. U.K. 1987.
- 六、Code of Federal Regulation Part 1-199, Federal Aviation Administration,U.S.A., 2000.

作者簡介

沈坤耀先生，空軍備役上校，空軍官校58期、美國科羅拉多大學航太工程博士，國際專案管理師PMP，現職嶺東科技大學資管系副教授，曾任中山科學研究院研究員。

何志勤先生，空軍備役上校，空軍官校56期、美國愛荷華大學機械工程博士，現任職建國科技大學工程管理系助理教授，曾任中山科學研究院研究員。

陳步偉先生，美國紐約州大學機械工程博士，現任職淡江大學航太工程系副教授。



AT-3機群（照片提供：葉秀斌）