

模型飞机的翼型

朱宝流編著



人民体育出版社

模型飛機的翼型

朱 宝 流 編著



模型飛機的翼型

朱寶流編著

*

人民體育出版社出版

北京崇文門外太陽宮

(北京市書刊出版業營業許可證出字第〇四九號)

北京崇文印刷廠印刷

新華書店發行

*

787×1092 1/32 53,000字 印張 2 $\frac{20}{32}$

1956年11月第1版

1956年11月第1次印刷

印數：1—7,500

統一書號：7015·317

定價(9)：0.30元

新華書店

PDG

目 錄

一、翼型的分类及各部分名称·····	1
二、翼型的画法·····	4
三、对翼型一些特性的估計·····	6
四、翼型的選擇·····	10
五、翼型資料·····	15
六、翼型資料的換算·····	73
七、改進翼型性能的一些办法·····	77
八、參考資料·····	81



一、翼型的分類及各部分名稱

机翼是模型飛機產生升力的主要部分。机翼產生升力的大小与机翼的切面形狀有最密切的关系。机翼的切面形狀，通常称为翼型。所以想要設計优良的模型飛機必須研究各种形狀的翼型，学会根据翼型的特性及自己的要求选择合適的翼型。

模型飛機所用的翼型基本上与真飛機所用的相似，不过并不相同，由于模型飛機速度慢、翼弦小，因此雷诺数也很小；適合于真飛機用的翼型往往不適合于模型飛機，而模型飛機上使用的翼型不能在真飛機上使用。

模型飛機上使用的翼型一般可以根据其外形分为六类，如：平凸型；对称型；凸凹型；双凸型；S型和特种类型(圖1)。各种翼型都各有其特点，適合于一定的用途及要求。

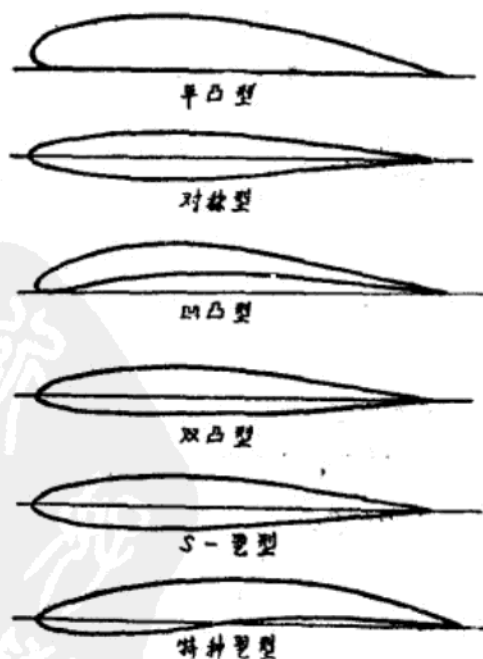


圖1 六种基本翼型

翼型的特性主要根据翼型上下弧的平均綫(中弧綫)的形狀而定。中弧綫愈弯，翼型也愈弯。中弧綫最大弯曲度的位置靠前或靠后，翼型的特性便有所不同，此外，翼型的最大厚度对翼型的性能也有影响。

翼型各部分的名称可看圖 2。

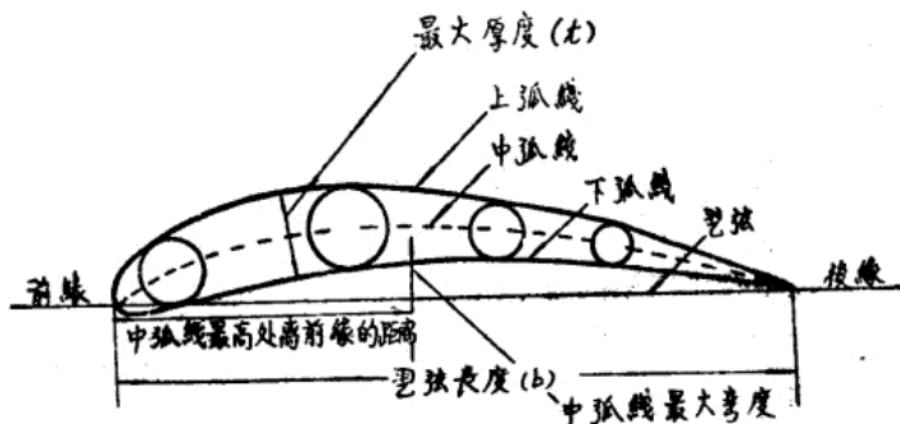


圖2翼型各部分名称

一般航空研究机关为了进行有系统的研究都根据翼型的中弧线最大弯度、中弧线最高点距前缘的距离、最大厚度等用数字表示，并用这些数字編成号码来表示各种不同的翼型，我們只要知道它的規律便可以从翼型的号码知道这翼型的大概形状。

如果翼型号码的前面是标明NACA字样，后面跟着4位数字如6412，那么这些数字的意义是这样：

- 6 ——表示中弧线的最大弯度为翼弦长度的6%。
- 4 ——中弧线最高点距前缘的距离是翼弦长度40%。
- 12 ——最大厚度是翼弦长度12%。

根据这数字的意义我們便可估計到翼弦的大概形狀。譬如，NACA6409，中弧綫与6412相同，只是厚度为翼弦長度的9%而不是12%。至于前兩数字为0，那便表示是对称翼型，如NACA0009，那就是厚度为9%的对称翼型。

如果翼型号碼前面标的是B字，后面的数字是4位或5位如B——12307(也有寫为B12307b的)，那么这些数字的意义是这样：

12——翼型的最大厚度是翼弦長度的12%左右。

30——中弧綫最高点距前緣距离約30%翼弦長。

7——翼型中弧綫最大弯度为翼弦長度7%左右。

这样一來我們便可以知道B——3309是很薄很弯的翼型，因为第一数字表示翼型的厚度只有3%翼弦長，而最后一个数字表示中弧綫弯度达9%。

还有一类翼型用S.I.，標誌的(或Si)，如S.I.——73508，这些数字的意义为：

7——中弧綫最大弯度約为翼弦長度7%；

35——中弧綫最高点距前緣距离約为翼弦長度35%；

08——翼型最大厚度是翼弦長度8%左右。

从这些数字代表的意义來看，这种翼型与NACA翼型的数字意义相似，不过这几种翼型的中弧綫形狀及厚度分布的規律不同，因此，S.I.64009与NACA6409翼型虽然中弧綫弯度、最大厚度等都相同，但形狀还是不同，空气动力特性也不同。

必須注意，也有很多翼型的数字并不代表什么意义而只是試驗时的順序編号，如哥庭根翼型(簡寫为G或Gö或Göt)

G—593；格蘭特翼型X—8；愛弗爾翼型E—400；或RAF—32，MVA—301等，這些編号便和翼型的形狀沒有直接关系。

由于全世界模型飛機愛好者的不斷研究，陸續出現了很多優良的模型飛機翼型，這些翼型通常都用設計者的本人的名字來稱呼，如漢斯漢申斯翼型，那索諾夫翼型等便是。

此外還要注意，如果表示翼型的符号後面還加上一個數字，那翼型便不相同。如MVA—301與MVA—301—8便不相同。附加的8字表示這翼型相當於MVA—301翼型，但厚度只有8%翼弦長度，而不是原來的9.8%，中弧綫沒有改變。

一般的所謂S翼型主要是指中弧綫是橫放的S形，而不一定外形象S形，所以從外表上往往不容易看出來，如M—6翼型是S翼型、可是很容易被誤以為是雙凸翼型。

二、翼型的畫法

翼型形狀可根據該翼型的外形數據來決定。這些數字通常列成表格（見18頁）。表中的數值都是按翼弦的百分比計算。表格第一行是表示到前緣的距離；第二行是表示翼型上弧綫上一點到翼弦的距離；第三行則是下弧綫上一點到翼弦的距離。

在畫翼型前，要首先決定翼弦的長度。將翼弦長度乘上表中的數字再除100就可以得出所需要的實際距離。

1. 首先在紙上画一直綫代表翼弦。在这直綫上量出翼弦的長度，譬如說15公分(圖3 a)。

2. 在翼弦上按表中第一行量出距離。譬如第一行的30便表示离前緣的距離是 $30 \times 15/100 = 4.5$ 公分。那末在翼弦上离前緣4.5公分的地方輕輕地点上一点，余此类推。然后通过这些点作出垂直翼弦的綫(圖3 b)。

3. 按表中第二行第三行的数值將上弧与下弧的距離算出來。譬如在离前緣4.5公分的地方翼型上弧到翼弦的距離是 $11.65 \times 15/100 = 1.76$ 公分；第三行是 -0.38 ，即下弧到翼弦的距離是 $-0.38 \times 15/100 = -0.057$ 公分(下弧的数值是負的，表示下弧这一点是在翼弦的下面)。根据算出來的数值便可以在剛才画好的垂直綫上(离前緣4.5公分的那一根)点

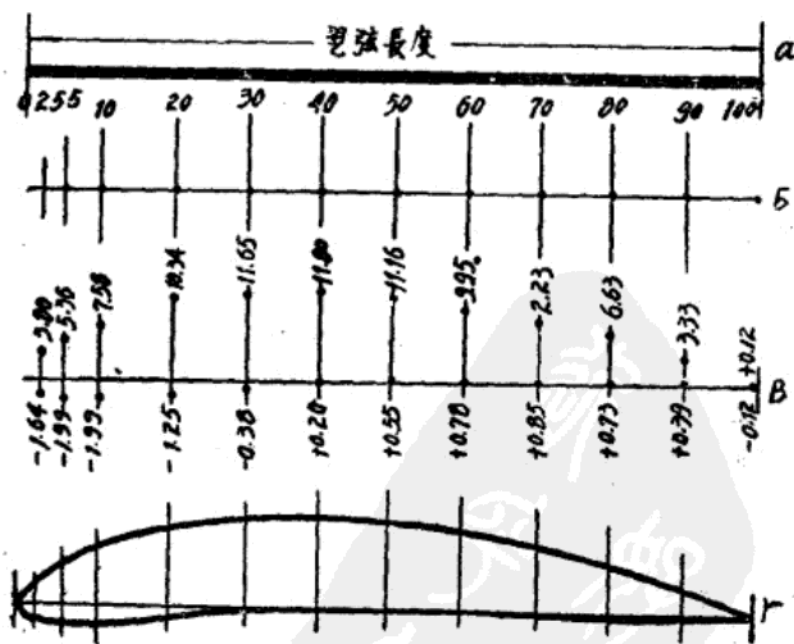


圖3 翼型的画法

出兩點：一點在翼弦上面離翼弦1.76公分；另一點在翼弦下面，離翼弦0.057公分。用同樣的方法將各不同距離的上、下弧各點都點出來(圖3B)。

4. 將點出來的各點連成圓滑的曲綫便得到翼型的形狀。(圖3F)。如果我們點出來的點不能連成連續，圓滑的曲綫時便表示有錯誤了：或者距離沒有算好；或是量的不準或者正負號沒有注意。畫出來的翼型最好與書中所畫的比較一下看看形狀象不象，這樣往往可以糾正錯誤。

三、對翼型一些特性的估計

在沒有具體的翼型資料時，如果我們已知道翼型的形狀，可以用一些簡單的方法把翼型的無升力迎角及一定迎角下的升力系數估計出來。

一、翼型的無升力迎角

機翼的迎角就是相對氣流與翼弦所成的角度，當氣流從翼弦下方吹來時，迎角是正的，從翼弦上方吹來時，迎角是負的，翼型的無升力迎角就是氣流作用在翼型上面不產生升力時的迎角。

對於凹凸型及一般不是對稱的翼型來說，迎角是 0° 時仍然產生升力，所以無升力迎角通常都是負值。機翼中弧綫愈彎，負的無升力迎角便愈大。如果我們不知道該翼型的無升力迎角時，可用作圖法把這角度估計出來。

首先把翼型畫出來，中弧綫也畫好，然後從前緣向後量

出40%翼弦的地方得一点。从这点作垂直翼弦的綫与中弧綫相交于一点(圖4的B点)，將这点与后緣A点連一直綫这綫便是空气动力翼弦，气流从这方向吹來翼型便不產生升力。这綫与翼弦所成的角度就是无升力迎角，用 α_0 表示。

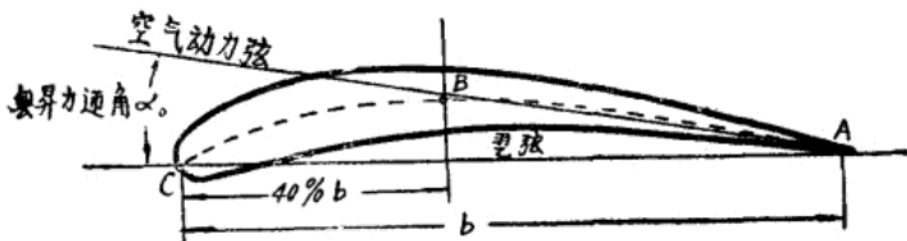


圖 4 無升力迎角的求法

从这个作圖法我們可以看到，无升力迎角与中弧綫是直接有关的。中弧綫愈弯，无升力迎角的負值便愈大。不过我們也可以看到这方法不会十分准確，所以最好是有風洞試驗出來的数值。在第四節所介紹的翼型特性曲綫上可以找到这迎角。当升力系数曲綫与横座标交点所对应的迎角，或者机翼極綫与横座标相交那一点对应的迎角就是无升力迎角。不过在机翼 Re (雷諾数) 低于臨界 Re

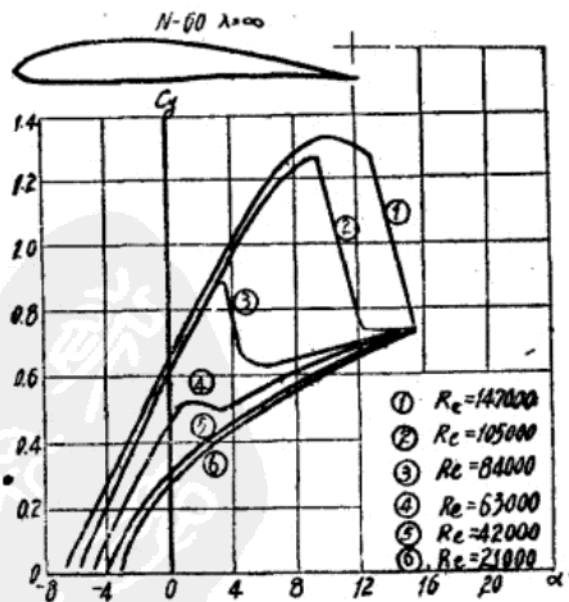


圖5 不同 Re 时 α_0 也不同

时，不同的 Re 使同样翼型的无升力迎角各不相同， Re 愈小， α_0 也愈接近于0(圖5)。

二、升力系数的估計机翼產生的升力系数的大小与翼型形状，机翼展弦比和迎角的大小有关。

一般說來，在 Re 并不太小(高于30000—60000时)，机翼升力系数与迎角的关系是直綫关系，也就是說升力系数与迎角成正比。由于升力是从比較无升力迎角稍大一点的迎角开始產生的，所以計算应从无升力迎角算起。下面的公式就是根据直綫关系而得到的；

$$C_y = B \cdot \frac{\lambda}{\lambda + 2} (\alpha - \alpha_0)$$

式中 C_y ——是在迎角为 α 时的升力系数；

B ——是該翼型每增加一度迎角时升力系数增加的数值，一般可用0.09—0.10來計算。

λ ——是机翼的展弦比；

α ——是迎角。

α_0 ——是无升力迎角(一般翼型是負值)。

从公式中我們可以看到，展弦比愈小，則在相同的迎角下產生的升力系数也愈小。

譬如有一个机翼展弦比是8，翼型无升力迎角是 -4° ， B 值估計为0.09，那么在 6° 迎角时升力系数为：

$$\begin{aligned} C_y &= 0.09 \times \frac{8}{2+2} [6 - (-4)] \\ &= 0.09 \times \frac{8}{10} \times 10 \\ &= 0.72 \end{aligned}$$

利用这个公式时必须注意，当迎角逐渐增大，迎角与升力系数的直线关系便不准确了，尤其是在临界迎角的附近，升力系数曲线逐渐减少斜率。所以这公式不能一点不变的应用在大迎角上。

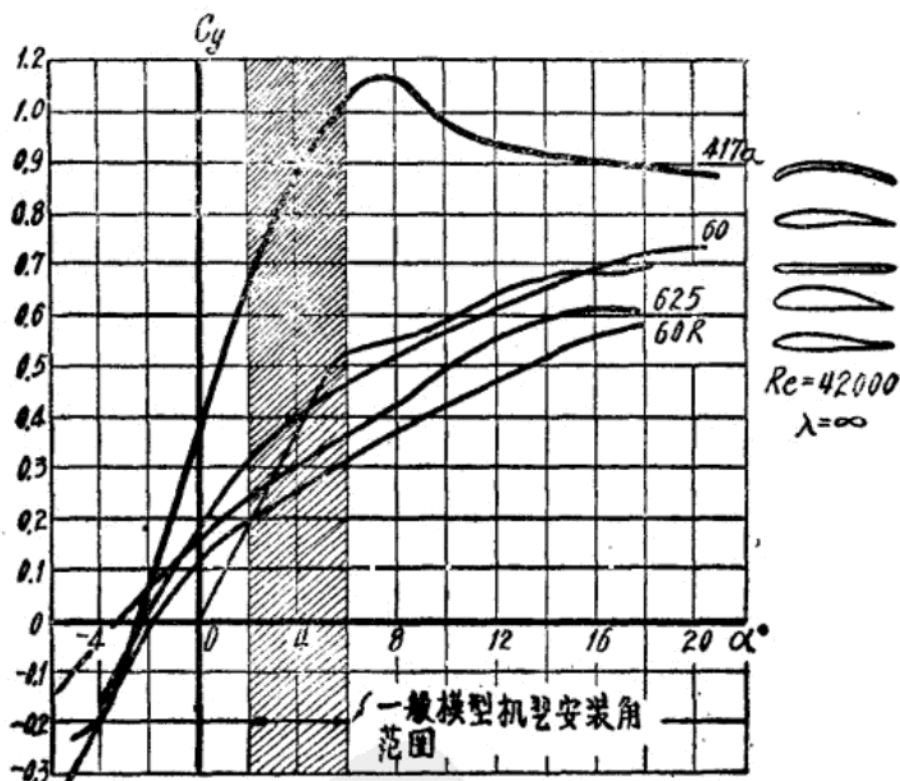


圖6不同翼型在低 Re 時 B 值不同（升力系數曲線斜率不同）

当机翼的 Re 超过临界 Re 时，公式中的 B 值是一个常数。但低过 Re 临界时， B 值便会大为不同，雷诺数愈低则 B 值愈小，也就是升力系数曲线的斜率愈小（圖5）。所以如果雷诺数很小时， B 值可能只有0.04—0.05。此外，不同的翼型在低 Re 时， B 值也不同，从圖6所表示的試驗曲线便可以看到这点。在这种 Re 下(42000)，Gö—417a最好。

四、翼型的選擇

在自己設計模型飛機時，往往需要從很多翼型中選擇出一個合適的翼型來，翼型一定要根據自己的要求，自己模型飛機的特點來進行選擇。採用一些很有“名氣”的翼型或者人家說好使用並不一定合適。

選擇翼型時一般都是先從空氣動力性能方面考慮然後再從結構方面考慮。如果兩方面都很合適，那麼這翼型便算選定了。反之，如果這翼型在結構問題上解決不了那麼便得重新選擇。譬如，以空氣動力性能來說庫柏弗爾翼型非常適合於在任一種競賽留空時間的模型飛機上使用，可是由於這種翼型太薄，製造時很難使機翼具有足夠的強度，這樣一來對於活塞式發動機自由飛模型飛機來說便不很合適（如果能克服這困難當然也可以用）。

對於競賽時間的模型飛機來說，翼型應該根據下列原則進行選擇：

一、這翼型應該在符合於自己的模型飛機的 Re 時，具有很大的升阻比（或稱空氣動力特性）。

在本書所收集到的一些翼型資料都是在低 Re 時的資料，所以可以作為選擇翼型時的參考，一般的模型飛機的 Re 是在 30000—80000 之間，如果我們看到的翼型數據如升阻比，極綫等是在 Re 等於 100000 或更大的情況下試驗出來的，那麼這些數據對我們來說便沒有什麼用處。

根据模型飞机下沉速度的公式：

$$V_y = \frac{4\sqrt{G/S}}{C_y^{3/2}/C_x}$$

我們可以看到，要使模型飞机下沉最慢必須使 $C_y^{3/2}/C_x$ 最大。这个比值通常称为功率因数。可是在設計模型飞机進行選擇翼型时对于整架模型飞机的其他各部分往往还未决定，而这公式中的功率因数却是指的整架模型飞机的功率因数（ C_x 中包括机身、尾翼等的阻力及机翼的誘導阻力在內），因此我們不可能根据功率因数來選擇翼型。而且一般的翼型資料往往只是翼型的極綫或升力系数曲綫等，从曲綫上看不出功率因数來，只能看到翼型的最大升阻比。由于这些原因，我們選擇翼型时最好先选出一批最大升阻比較大的翼型然后再進一步挑选。

二、对于最大升阻比一样的翼型應選擇在有利迎角时升力系数較大的那一种。

模型飞机滑翔时下沉速度可从上面所說的公式計算出來，这公式还可变成下列的形式：

$$V_y = \frac{4\sqrt{G/S}}{C_y\sqrt{\frac{C_y}{C_x}}} = \frac{4\sqrt{G/S}}{C_y\sqrt{K}}$$

式中 V_y ——下沉速度(公尺/秒)；

G ——飞机全重(公斤)；

S ——机翼面积(公尺²)；

K ——升阻比；

C_y ——升力系数。

从这公式可以看到，当K相同时， C_y 愈大，飞机下沉速度便愈小。所以两个翼型如果最大升阻比相同，那么采用在有利迎角时 C_y 较大的翼型会使模型的滑翔性能较好。这种翼型 C_x 虽然较大（K相同时， C_y 大的翼型 C_x 也大），但由于 C_y 也很大，模型飞机在滑翔时速度可以很慢，这样便使得模型飞机的下沉速度减少。

此外，如果翼型的 C_y 及 C_x 都比较大，那么加上机身及尾翼的阻力系数等等对升阻比的影响会比较小。反之，如果翼型本身的升力系数及阻力系数都很小，即使翼型的升阻比很大，但加上其他的总阻力系数以后，总的升阻比便会大大降低。譬如有一种翼型在有利迎角时 $C_y = 1.2$ ； $C_x = 0.06$ ，

翼型最大升阻比为 $K = \frac{1.2}{0.06} = 20$ ；另一种翼型在有利迎角

时 $C_y = 0.8$ ； $C_x = 0.04$ ，翼型最大升阻比也是20。现在如果机身、尾翼、起落架等的总阻力系数为0.08（以机翼面积为计算面积），那么采用第一种翼型的模型飞机全飞机的升

阻比为 $K_1 = \frac{1.2}{0.06 + 0.08} = \frac{1.2}{0.14} = 8.6$ ；而用第二种翼

型的全飞机升阻比为 $K_2 = \frac{0.8}{0.04 + 0.08} = \frac{0.8}{0.12} = 6.7$ 。由

此可见虽然翼型升阻比一样但采用第一种翼型比采用第二种翼型有利得多。对于总阻力较大的模型飞机如活塞式发动机自由飞模型飞机及橡皮筋动力模型飞机总阻力的影响特别显著。这就是说对于这些模型飞机一定要选择 C_y 及 C_x 都较大的翼型。

三、如果两种翼型的最大升阻比不相同(但相差不多),其中一种 C_x 及 C_y 都较大,而 K 较小,另一种 C_x 及 C_y 都较小但 K 较大,那么,舱身模型或其他废阻力较大的模型应采用前一种,而废阻力很小的如杆身牵引模型滑翔机则不妨采用后一种。当然这只是在 K 相差不多时才能这样决定,如果 K 相差较大,那么最好把机身、尾翼等的废阻力系数估计出来,将两种翼型都经过计算才最后决定。

对于自由飞模型飞机有时还可以考虑到上升时的情况。自由飞模型飞机发动机功率很大,模型往往以很大角度上升($70^\circ \sim 80^\circ$)这时机翼迎角很小,需要的升力也很小,因此在小迎角时阻力系数较小的翼型可以使模型上升速度更大。也就是说还可从最小阻力系数方面考虑选择翼型。不过必须注意,根据这样选择出来的翼型在滑翔时便不一定很好。事实上这种模型飞机的理论上升为高度可用下式求得:

$$H = \frac{75 \cdot N \cdot \eta \cdot t}{G \left(1 + \frac{\text{Cot } Q}{K} \right)}$$

式中 H ——上升高度(公尺);
 N ——发动机功率(马力);
 η ——螺旋桨效率;
 t ——发动机工作时间(秒);
 G ——飞机重量(公斤);
 Q ——上升角度;
 K ——升阻比。

从这公式可看到,改善上升时的空气动力性能只是使 K