

航空飛行器概念性設計

Conceptual Design of Aircraft

張圍捷*, 蔡志聖†, 王泓為‡, 柯喬恩§, 王派儒¶, 王令奇||, 賴哲毅**
A 班第 9 組
淡江大學
航空太空工程學系

摘要

本文之主要目地是在已知的限制條件之下, 利用我們收集到的資料去設計出一架屬於我們自己的航空飛行器。此飛行器必須擁有特定的飛行任務, 比如說民用客機、運輸機、偵查機, 或是轟炸機。不同的任務需求也跟著延伸出不同的外型設計。此外必須在指定的高度1500m, 3000m, 10000m, 挑選出一個高度作為本次論文中的飛行高度。以及在松山國際機場、桃園國際機場、澎湖馬公機場, 三個機場中挑選出一個作為本文中航空飛行器的起飛機場。相對地, 機場的跑道寬度直接影響了飛機的尺寸設計, 也影響了飛機的翼展長度。所以, 最後在設計機翼的時候我們還需要考慮到兩個部份。機翼的設計不只要滿足展弦比5-7之間。此外因為跑道寬度會限制住翼展的寬度, 所以我們也必須在限制的翼展下, 找出適當的翼弦長, 計算出足夠的翼面積, 進一步的得到足夠的升力讓飛機起飛。用以上的條件設計出一架最優異最有效率的飛行器即是我們撰寫本文的最大目地。

關鍵字: 航空飛行器、概念性設計、客機

Abstract

The main purpose of this paper is to design an aircraft which base on the information from our team. The aircraft must have a specific mission, for example, civilian aircraft, transport planes, spy planes, or bombers. The demand for different tasks along with an extension of a different form factor. In addition, we have to chose cruise altitude among 1500m, 3000m, 10000m, and select a airport to take-off among Taipei SongShan Airport, Taoyuan International Airport, Magong Airport. In contrast the width of runway a directiy impact the size and wing span of the plane. In sum, in the design of the wing we also need to consider two parts. Wing design is not only to meet the aspect ratio between 5 to 7. In addition, because the width of runway restrictions on the the length of the wingspan, therefore, we should find out a proper chord under a restricted wingspan and calculate enough area of wings. Finally, get enough lift for takeoff. Using the foregoing conditions to design a aircraft is the biggest purpose to write this paper.

KEYWORDS: Aircraft, Conceptual Design, Civilian Aircraft

*498430197; 498430197@s98.tku.edu.tw

†498430056; 498430056@s98.tku.edu.tw

‡498430510; 498430510@s98.tku.edu.tw

§498430213; 498430213@s98.tku.edu.tw

¶498430999; 498430999@s98.tku.edu.tw

||498431039; 498431039@s98.tku.edu.tw

**498431013; 498431013@s98.tku.edu.tw

1 設計概念

於本文中, 我們將我們設計出之飛行器稱之為LHT-4, LHT的取名是取自於Long-Haul Transport的開頭來做縮寫。數字4則是代表完成品是我們修改了四次之後的版本。而LHT-4這一個命名也很直接地道出了此飛行器的主要任務, Long-Haul意指長途的, 尤其是指運輸貨物或是人員、而Transport指的則是運輸。因此我們可以知道LHT-4的主要任務為長程的客貨運輸。既然在本文中我們設計的是一架長途客貨運輸的飛行器, 因此我們就以The Boeing Company生產、並且在1995開始營運, 全世界最大的廣體雙引擎噴射客機Boeing-777做為我們的參考飛行器。在重量這個部分, 我們參考的是200ER型。會參考200ER的原因是因為依據我們所找到的資料, 其數據是最齊全且最可靠的。200ER的最大起飛重是297500kg, 因此我們將重量設在297500 kg。接下來我們開始解說我們設計的飛行器的詳細數據。在機身的方面, 我們將它設計成一個方便讓空氣流過的形狀, 它的機身長為49.7m、機身的平均半徑為7.3 m; 在降落設備的方面, 機輪的半徑皆為0.9 m、機輪的寬度皆為0.36 m、而起落架的長度皆為2.1 m。因此, 當飛機停在地面上時, 機腹與地面的距離就3.0 m; 最後是機翼的部份, 主翼的半翼長(L_{semi})為26.6m、後掠角30度、上反角4, 因此主翼的翼展為46m。翼根長度(Root Chard)為9.8m、翼尖長度(Tip Chard)3.1 m, 藉由漸縮比的公式

$$\begin{aligned} Taper Ratio &= \frac{Tip Chard}{Root Chard} \\ \frac{3.1}{9.8} &= 0.31 \end{aligned}$$

所以我們可以得到主翼的漸縮比(Taper Ratio)為0.31。再來,LHT-4本身的機翼有後掠角又有上反角, 所以要計算出他的面積就要將他投影至一個平面上來計算他的投影面積。首先先將投影平面上的機翼想像成兩個巨大梯型, 投影至平面上的半翼展乘上後掠角的30度翼展的一半長度即為梯型的高度。

$$L_{semi} \times \cos 30^\circ = \frac{Span}{2}$$

$$26.6(m) \times \cos 30^\circ = 23(m)$$

接下來我們只需要把梯型的上底3.1m加上下底的9.8m乘上翼展的一半23m再除以2, 這樣就是梯形的面積了。又因為大梯形總共有兩個, 所以我們再乘上2, 這樣就是機翼的投影面積了。經過我們的計算, 投影面積為299m²。如果主翼的翼面積為299m²。
 S_{ref}

$$= L_{semi} \times \cos \theta_1 \times \cos \theta_2 \times (Root Chard + Tip Chard)$$

$$299 = 23 \times \cos 30^\circ \times \cos 4^\circ \times (9.8 + 3.1)$$

又因為我們針對機翼分析時必須採用矩形般的機翼, 從翼展的長度為46m, 我們可以得到平均的翼弦長為6.5m。藉由以上數據我們可以推算出LHT-4的展弦比(Aspect Ratio)。

$$\begin{aligned} Aspect Ratio &= \frac{b^2}{S} \\ 7 &= \frac{46^2}{299} \end{aligned}$$

展弦比的定義為翼展的平方除以機翼的面積, 經過計算後, 我們可以得到LHT-4的展弦比為7, 剛好符合展弦比介於5-7的限制。針對機翼的配置, 我們採用了Low-wing以及上反角這樣的一個配置。其實在我們生活週遭所能見的大型客機大多使用Low-wing, 但是為什麼要使用Low-wing這樣的配置? 於是我們就開始著手蒐集資料。根據資料顯示, 使用Low-wing的飛機首先可以擁有著清晰的上空視野, 此外還有結構上的優勢。使用Low-wing的飛機由於翼樑的支撐可以連接著機身底部, 藉此產生了一個連續結構, 這樣機翼就是完全的機腹支撐而不需要額外的補強結構。Low-wing的配置還有以下的好處。因為機翼放置在機腹的位置, 可以方便起落架的收放、也方便架設多架發動機。最後根據實驗數據, Low-wing的配置是最不浪費空間的作法, 由於我們所設計的是一架運輸貨客的長程飛機, 因此我們需要妥善的利用空間。基於以上這些的原因我們選擇Low-wing的配置。而採用上反角的原因是因為飛機飛行時上反角能做穩定用, 而且轉彎時會使機身自動傾斜到轉彎方向。當遇到側風襲來會使機身傾斜, 往傾覆側的機翼其垂直分力增加, 而另一側減少, 這使飛機產生了一個回復的力距, 而使姿勢恢復。這樣飛機在做側滑或是迴轉時可以提供穩定的飛行, 對於乘客的舒適性也就更高。

2 內容

再來, 我們將LHT-4設定在桃園國際機場起降。先大致上描述一下桃園國際機場的大概。桃園國際機場的位置是東經121度13' 26"北緯25度4' 35", 跑道共有南北兩個, 北跑道3,660m和南跑道3,350m, 跑道寬度60m, 跑道數量有北滑行道15條, 南滑行道11條; 聯絡南、北滑行道2條, 共計28條。設定在桃園國際機場起降主要原因是因為LHT-4的任務為長程客貨運輸, 桃園國際機場不只是我們中華民國的大門, 也是國際航班轉運之重要樞紐; 此外跑道的寬度也是我們選擇該地起降的主要原因之一。不選擇其他兩個機場作為起降是因為LHT-4的翼展寬度為46m, 機身長為49.7m。而桃園國際機場的跑道寬度是60m, 對於要容納一架LHT-4是相當容易的。以及, 跑道對於飛機的起降也是相當重要的。假設今天一架60m寬的大飛機在只有40m寬的跑道上起降, 只要機輪一個不小心滑出跑道, 緊接而來的可能是無法挽回的飛安

意外。基於以上幾點，我們選擇在桃園國際機場起降。今日我們假設 LHT-4的試飛是從桃園國際機場的北跑道向東起飛，沿著北緯 25 度 4 分這條緯線向東飛行 5000 km 後折返。再延著北緯 25 度 4 分這條緯線向西飛行 5000 km，在桃園機場的南跑道降落。會這樣設定主要是因為 Boeing-777 的 200ER 型最大航程約是 10000km。接下來，我們將 LHT-4 的飛行高度設定在離地表 10000m 的高空上。會把飛行高度設定在 10000m 的原因有以下幾點。首先，10000m 的高度已經是在平流層的範圍之內。我們設計的是一架長途的客機，必須長時間的飛行，如果飛行在平流層的話飛機才會比較穩定；此外，根據 The properties of the U.S. Standard Atmosphere，我們可以知道 10000m 的空氣密度比起其他兩個高度是最大。接著，我們依據升力公式，

$$L = \frac{1}{2}\rho v^2 S_{ref} C_L$$

我們可以知道在相同的翼面積(S_{ref})、升力係數 C_L 、速度 v ，密度 ρ 越大的話升力(L)也會跟著越大，以上這些原因就是我們選擇在 10000m 下飛行的原因。在基本的數據皆設定完成後，我們就要開始針對翼型來做分析。首先們先利用 The properties of the U.S. Standard Atmosphere 找出指定高度 10000m 下的相關係數以及我們所設定的相關數據，我們可以知道我們的其中包括飛行馬赫數以及機翼的翼弦長。進一步地分析出雷諾數，利用此雷諾數我們開始利用 X-Foil 針對我們挑選的翼型來開始分析。首先，我們先以升力公式

$$L = \frac{1}{2}\rho v^2 S_{ref} C_l$$

作為依據。我們選擇先固定升力(L)，因為升力(L)必須約略等於飛機的重量。其中空氣密度 ρ 和我們所設定的翼面積 S_{ref} 為定值，其餘的速度 v 以及升力係數 C_l 為我們的變數。接著我們試著改變其巡航速度，也就是馬赫數，在規定的速度範圍:0.6-0.85 馬赫之間做調整，就可以推導出參考升力係數。此外，因為升力的單位為牛頓，因此我們在重量的方面也需要乘上重力，而高度 10000m 時重力為 $9.7(\frac{m}{s^2})$ 。

$$297500 \times 9.7 = \frac{1}{2}(0.4135)(v^2)(299)C_L$$

接下來我們開始使用 X-FOIL 這套軟體分析，但因為 X-FOIL 這套軟體無法分析出 0.6 馬赫以上的數據，所以針對 2D 翼型分析時，我們利用大多利用 0.2-0.3 馬赫來做分析。剛開始我們試著找比較厚的翼型，也就是上下曲面距離較大的來分析，因為我們認為此類翼型能夠提供較大的升力，但發現分析出來的升力係數在限制的速度內代入升力公式後，明顯的都過大，導致計算出來的升力會遠大於飛機起飛重。於是我們開始從上下曲面差較小的翼型著手，最後找出了三組較符合的翼型:naca m11、rg8、以及 goe 143。

以下為 naca m11 在攻角 0 度到 12 度時的部分數據。

α	C_l	C_d	C_{dp}	C_m
0.000	0.1257	0.00530	0.00062	-0.0153
1.000	0.2349	0.00538	0.00047	-0.0140
2.000	0.3426	0.00582	0.00062	-0.0127
3.000	0.4462	0.00590	0.00085	-0.0105
4.000	0.5441	0.00487	0.00128	-0.0075
5.000	0.6780	0.00571	0.00187	-0.0121
6.000	0.8084	0.00643	0.00245	-0.0151
7.000	0.9239	0.00721	0.00316	-0.0153
8.000	1.0366	0.00803	0.00396	-0.0148
9.000	1.1537	0.00896	0.00488	-0.0153
10.000	1.2681	0.01007	0.00604	-0.0151
11.000	1.3786	0.01149	0.00754	-0.0141
12.000	1.4869	0.01338	0.00957	-0.0129

以下為 rg8 在攻角 0 度到 12 度時的部分數據。

α	C_l	C_d	C_{dp}	C_m
0.000	0.3964	0.00537	0.00063	-0.0961
1.000	0.5076	0.00497	0.00067	-0.0964
2.000	0.6171	0.00511	0.00092	-0.0961
3.000	0.7043	0.00687	0.00180	-0.0932
4.000	0.8158	0.00723	0.00217	-0.0929
5.000	0.9263	0.00766	0.00262	-0.0925
6.000	1.0356	0.00820	0.00315	-0.0918
7.000	1.1437	0.00879	0.00382	-0.0908
8.000	1.2493	0.00955	0.00469	-0.0892
8.000	1.2459	0.00963	0.00475	-0.0879
9.000	1.3487	0.01042	0.00567	-0.0859
10.000	1.4428	0.01131	0.00687	-0.0821
11.000	1.5344	0.01283	0.00850	-0.0781
12.000	1.6337	0.01423	0.00994	-0.0738

以下為 goe143 在攻角 0 度到 12 度時的部分數據。

α	C_l	C_d	C_{dp}	C_m
0.000	0.4126	0.00581	0.00075	-0.0777
1.000	0.5309	0.00600	0.00084	-0.0778
2.000	0.6475	0.00656	0.00111	-0.0778
3.000	0.7643	0.00701	0.00141	-0.0778
4.000	0.8815	0.00730	0.00173	-0.0777
5.000	0.9961	0.00634	0.00233	-0.0777
6.000	1.1089	0.00754	0.00326	-0.0768
7.000	1.2231	0.00837	0.00400	-0.0760
8.000	1.3363	0.00928	0.00486	-0.0749
9.000	1.4480	0.01031	0.00589	-0.0733
10.000	1.5575	0.01151	0.00713	-0.0713
11.000	1.6630	0.01305	0.00873	-0.0685
12.000	1.7643	0.01480	0.01060	-0.0649

而我們選擇了 rg8 來做為此次設計的翼型。選擇的原因是因為 rg8 在 10 度攻角以 0.60 馬赫巡航，升力係數為 1.4428。當在 10000m 高空時，大氣溫度為攝氏零下 49 度，藉此我們可以知道音速為 301.6m/s

$$331 + 0.6(-49) = 301.6$$

所以 LHT-4以 rg8這個翼型在100000m 的高空並以0.6馬赫巡航時, 其相對風速度為181m/s。

$$0.6 \times 301.6 = 181(m/s)$$

有了相對風速度以及升力係數後, 我們便可以計算升力。

$$2912320 = \frac{1}{2}(0.4135)(181^2)(299)(1.428)$$

經計算後,rg8在10度攻角 rg8在10度攻角時升力為2912320, 比起其他兩組誤差是最小的。因此我們挑選rg8做為我們的翼型, 並以10度攻角做為我們的巡航攻角。

3 結論

整體而言,LHT-4搭配 rg8這個翼型, 可以讓 LHT-4以0.6馬赫的巡航速度在空中飛翔。因為巡航速度較低的關係, 所以迴轉半徑相對地也會比較小, 因此可以擁有較優異的操控性。此外因為我們的飛機使用了上反角, 適當的上反角可以在飛機移動時提供更佳的穩定度。正因為我們設計的是一架運輸客貨用的飛行器, 我們必須提供客人愜意的搭乘品質, 上反角提供的穩定度此刻就相當的有用處。此外穩定性提升也可以降低運輸貨品損毀的機率, 畢竟如果飛機如果搖晃的程度過於劇烈就會造成易碎貨品的傷害。而 Low-wing 的配置可以讓機身的利用空間發揮到最大, 相對的最大載客數以及最大載貨量也可以因此提升, 載客數及載貨量的提升代表著我們可以增加獲利。而 LHT-4於0.6馬赫時就可以在天空中巡航, 利用最低的速度就可以飛翔。這也代表著我們不需要浪費多餘的油料讓速度往上增加。藉此我們可以節省一定的油料, 也可以達到我們當初設計的理念。在限制的條件之下設計出一架最優異最有效率的飛行器。

4 心得

這次的報告讓我們了解到分工的重要性, 有很多時候不是靠自己一個人就可以完成所有的事情。像我們部分資料是來自於外文書, 翻譯的工作我們就交給英文能力較佳的。有人會用planemaker, 他就可以把大家討論出來的數據畫成一架有模有樣的飛行器。部分組員使用 x-foil 分析時效率非常的驚人, 他就可以分析比別人更多的資料。就是這樣一項一項分工, 今天這份期末報告才可以順利完成。雖然過程令人疲憊, 常常想要放棄。但是, 只要熬過去, 有所收穫的人就是我們。

5 致謝

感謝Uav 大二成員許豬在我們漫無目地的分析翼型時, 給予挑選翼型的建議。以及 Uav 大二成員 KCY

教授 planemaker 的操作方法。感謝在香豆富遇見的自控組碩二學長給予升力公式的指正, 讓我們在繳交作業前即時改正。最後感謝宿舍航太系男孩們的互相幫助。

6 問題與討論

此段落首要探討之問題為DATCOM 數據為何會小於 X-Foil 所模擬出來的數據。

起初的想法是先探討2D airfoi 的升力是如何轉換成3D wing 的升力? 首先經過翻閱書籍, 最後發現其是採用積分的方式所計算出來。而2D 時的升力係數為 C_l , 但3D 時的升力係數為 C_L , 兩者之間在代號上是有所差異的。

在書上我們還有發現一個公式,

$$C_L = C_l \frac{AR}{AR + 2} \alpha$$

但藉由此公式, 我們無法直接得到 C_L 會小於 C_l 的直接證據。所以, 我們進一步的保持著 C_L 和 C_l 間, 應該存在著某些公式這樣的一個想法。

此外我們認為另外一可能性為, 當2D 的升力係數 C_l 計算出來後, 利用積分的方式求得升力 L_1 。可是積分出來的升力 L_1 也許只是個理想值, 使其大於真正3d 翼型在飛行時的升力 L。所以, 當我們利用真正3D 翼型在飛行時的升力 L 反推回去求得 C_L 時, 才會出現 C_L 普遍小於 C_l 的現象。

7 參考文獻

References

- [1] 夏樹仁, 飛行工程概論, 全華科技圖書股份有限公司, ch6 6-29, 2003
- [2] 王懷柱, 揭開飛行的奧秘, 全華科技圖書股份有限公司, ch2 2-31, 1998
- [3] John D. Anderson Jr., Introduction to Flight, The McGraw-Hill Companies, p.112-116, p.264, 2008
- [4] David Anderson Scott Eberhardt, Understanding Flight, McGraw Hill Professional, P.191-195, 2000
- [5] <http://www.taoyuanairport.gov.tw/chinese/> 桃園國際機場
- [6] <http://www.boeing.com/> 波音公司官方網站
- [7] bck-777 family.pdf, the boeing company.

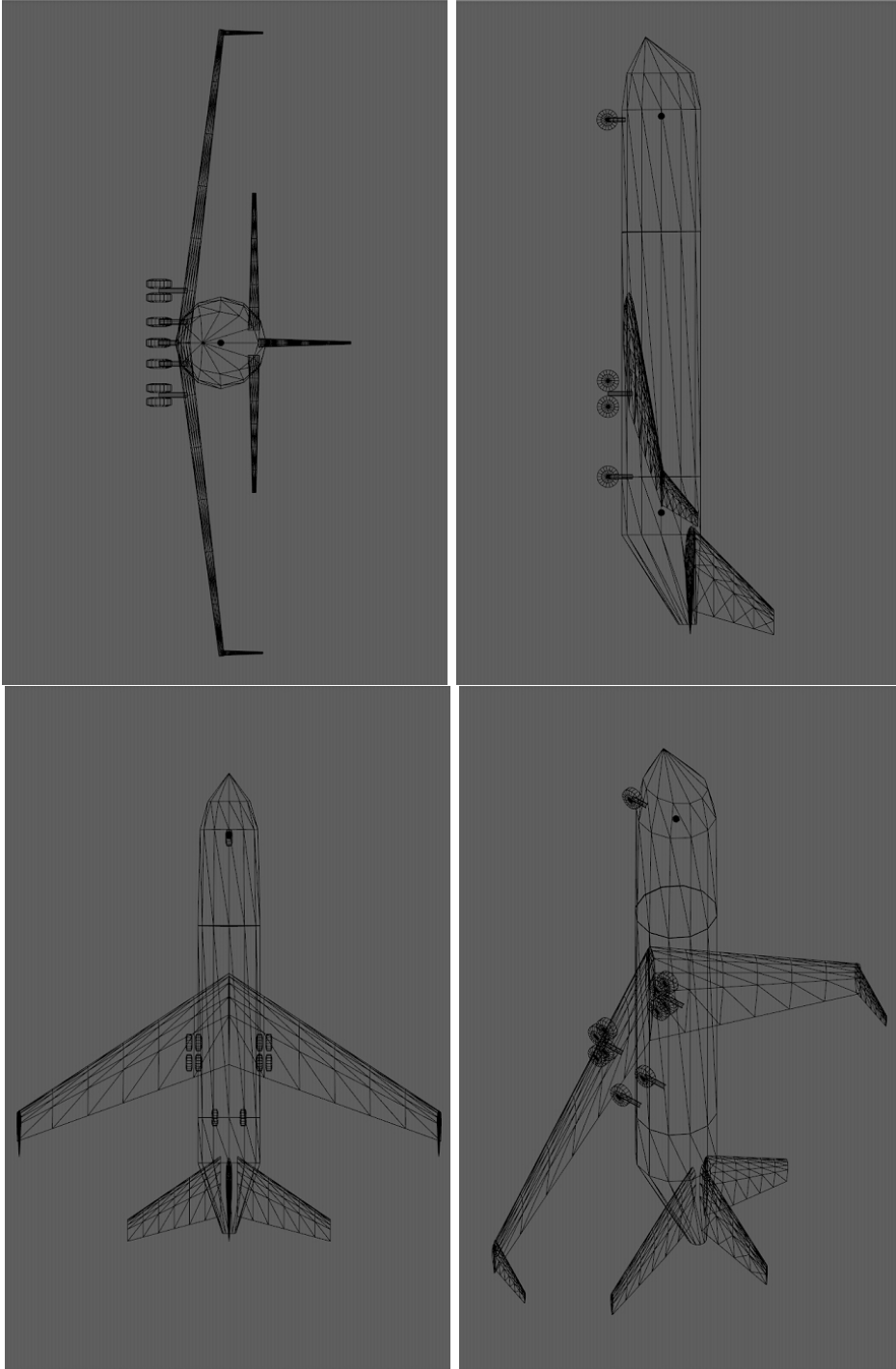


Figure 1: 各面3D 立體圖

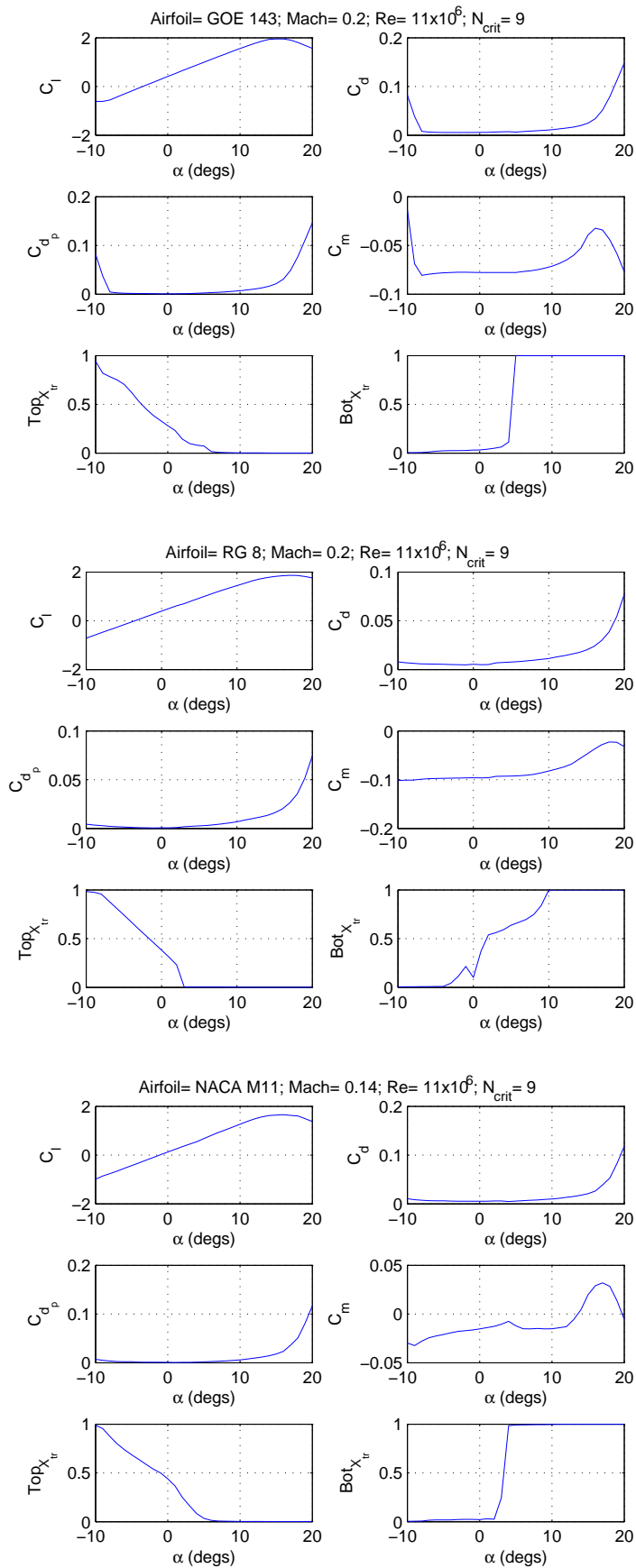


Figure 2: X-Foil 分析數據圖

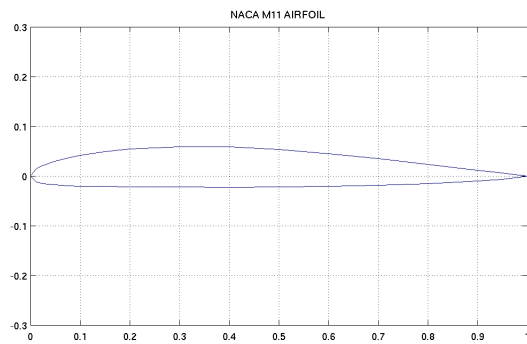
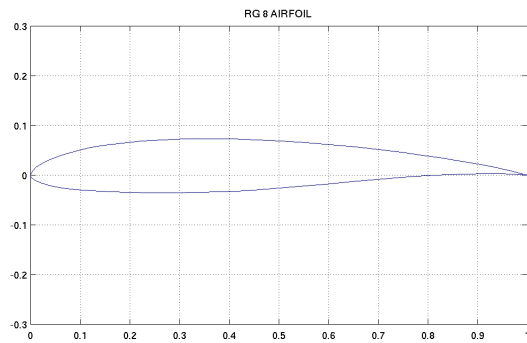
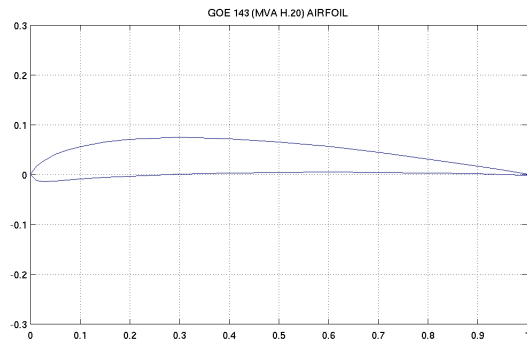


Figure 3: 翼型圖