

# 行政院國家科學委員會專題研究計畫成果報告

## 翼剖面動態失速流場之數值模擬 Numerical Simulation of Dynamic Stall Flows over Airfoils

計畫編號：NSC 86-2212-E-034 -002 -

執行期限：85年8月1日至86年7月31日

主持人：張鴻明 私立中國文化大學機械工程學系

### 一、中文摘要

本研究主要在嘗試於個人電腦的有限環境中建立一個可模擬流過翼剖面動態失速前後流場之數值模式。在模式中該流場被分成一個貼近翼剖面之邊界層區以及一個位於該邊界層以外之無旋流區，而該兩區域之流場則分別以暫態邊界層方程式和暫態平板法來進行數值模擬，其間則以一交互作用邊界條件相連結。此套理論乃基於該類流場之固有特徵將其統禦方程式適度簡化而得以使原本極為複雜之流場計算便變得簡單有效。目前研究結果顯示，本模式對翼剖面穩態失速前後流場和動態失速前之暫態流場皆能準確模擬，但對動態失速後之流場則有待進一步之研發。

關鍵詞：翼剖面、穩態失速流場、暫態流場、動態失速流場、迴流區、無旋流-邊界層交互作用模式、個人電腦。

### Abstract

This study aims at setting up a numerical model for simulating the unsteady airfoil flows before and after dynamic stall onset by using a personal computer. In the model, each flow over an airfoil is treated as a combination of an inner viscous boundary layer and an outer irrotational flow which are respectively simulated by boundary-layer equations and unsteady panel method, with a so called interactive boundary condition in between. Since this model is based on equations that have been properly simplified according to the physical sense of the flows, its calculation is therefore always highly

efficient. The results of this study have shown that this simplified model can efficiently and accurately capture the important features of the steady (including stall) as well as unsteady (up to dynamic stall onset) airfoil flows.

**Keywords:** Airfoil, stall of a steady airfoil, unsteady flow, dynamic stall, flow recirculation, an inviscid-viscous interaction model, personal computer

### 二、計畫緣由與目的

複雜流場之模擬與計算一般皆在高速電腦或工作站執行。但近來由於個人電腦軟硬體技術之長足進步，促成本計畫擬於個人電腦工作環境中嘗試建立一個無旋流-邊界層交互作用模式(以下簡稱交互作用模式)以作為模擬探討翼剖面各樣穩態和暫態流場之基礎。

在高雷諾數狀態下，流體流過一翼剖面之流場可明顯分為一個在物體表面附近以及之後的黏性區(含邊界層和尾流)和另一個在該黏性區以外之廣大無黏性區(通常為勢流或無旋流)。按此一現象特徵該兩區流場之統禦方程式中的 Navier Stokes 方程式可以大幅簡化。本計畫即要妥善把握住此一流場特徵，擬將該兩區分別以邊界層方程式和平板法(panel method)加以模擬[1,2]，而這兩者之間則以一交互作用邊界條件相連結，該邊界條件隨時立刻將最新計算所得之邊界層效應回饋到該兩區流場之計算中[3]。在研究中，首先要依此理論在個人電腦環境上建立可模擬計算翼剖面在低攻角無迴流區流場，再逐步擴展到較高攻角含小迴流區之流場，最後再嘗

試挑戰更複雜更富奇妙力學現象之動態失速流場。

本項模擬技術可以讓我們得以一個既輕省又不失可靠的工具，從另一個角度來探討瞭解各種實用翼剖面在一個頗為寬廣的攻角範圍內之穩態和暫態流場。

### 三、結果與討論

交互作用模式基本上是由穩態無旋流、穩態邊界層、暫態無旋流、和暫態邊界層四大模式所構成。在本研究中翼剖面流場模式之發展過程基本上乃依該模式的複雜程度依序分成穩態交互作用模式(結合穩態無旋流和穩態邊界層兩模式)、準穩態交互作用模式(結合暫態無旋流和穩態邊界層兩模式)、和暫態交互作用模式(結合暫態無旋流和暫態邊界層兩模式)三階段。各階段模式所產生之代表性結果則亦按此順序逐一分析討論如下：

#### (一) 穩態交互作用模式

傳統上在執行沿物體表面之邊界層流場計算時，若直接將由無旋流模式所求得該物體表面上之壓力分佈當成該邊界層流場內之壓力分佈時，這計算將只能進行到邊界層剝離點(separation point)之前，再往下之計算解將會發散。譬如以流過圓柱剖面層流場為例，計算只能執行到由其前緣滯點起沿圓柱表面繞行 $110^\circ$ 角處(圖1)。而當我們計算翼剖面流場時亦將面臨同樣問題，解決此問題的可行方法之一即是藉一個由 Veldman 所提出來的 Hilbert 積分式[4]，將邊界層自身對其外圍無旋流排擠所產生的壓力變動效應及時引進該邊界層計算中，使得當該計算接近剝離點附近時具有較正確之壓力分佈資訊以執行其計算。如此，邊界層計算即可順利通過剝離點、迴流區、和再貼附點(reattach point)。

以所建立之理論模式計算流過在高攻角狀態之 SSC-A09 翼剖面穩態流場(雷諾數  $R_c \equiv \rho V_\infty C / \mu = 2 \times 10^6$ ,  $C$  為翼弦長,  $V_\infty$  是來流速率)所得之翼剖面上下緣之摩

擦係數  $C_f$ 、邊界層排擠厚度  $\delta^*$  (含尾流區)、在  $16^\circ$  攻角時上半區流場之流線、和各攻角( $0^\circ$  到  $17^\circ$ )之升力係數( $C_l$ )分別顯示於圖2、圖3、圖4、和圖5中。其中流線圖清楚顯示在  $16^\circ$  攻角時，上半流場的邊界層中有一迴流區由距翼剖面末端 0.6 個翼弦長度處一直延伸到尾流之中。由圖2可看出高攻角時翼剖面下緣之摩擦係數比上緣者高且並不隨攻角而出現顯著之變動。但上緣者則不然，當攻角加大，邊界層剝離點( $C_f=0$ )則會加速往上游遷移。這些現象正好與圖3所示之邊界層排擠厚度相呼應：翼剖面下緣之邊界層排擠厚度相當小，而上緣者則可達到其百倍左右，且隨攻角增加而巨幅增加(此時迴流區正大幅擴張)。另外，我們又可看出尾流之排擠厚度往下游迅速下降而趨於定值之現象。上述之邊界層流場結構變化亦反應於翼剖面之升力係數  $C_l$  變化上。在無旋流模式中  $C_l$  隨攻角線性增加，但若將邊界層效應經由交互作用模式計算進去則所求得之  $C_l$  值將小於無旋流模式所求得者，且兩者之差異隨攻角增加而增加。當攻角增超過  $14^\circ$  左右，邊界層之迴流區將快速擴張而升力係數則急速下降(此即失速的發生)。這計算結果與實驗所測得者[5]相當一致。這顯示交互作用模式可以正確模擬翼剖面穩態失速流場。

#### (二) 準穩態交互作用模式

在上述之穩態交互作用模式確立無誤後。下一步乃將邊界層對無旋流的排擠效應導入暫態無旋流模式中，並將該模式和穩態邊界層模式結合成為所謂的準穩態模式。首先以 SSC-A09 翼剖面由  $0^\circ$  攻角以  $0.00001$  之微小等角速率 ( $A = \frac{C}{V_\infty} \frac{d\alpha}{dt}$ ) 緩慢拉高於雷諾數  $R_c = 2 \times 10^6$  之流場中為例，來測試準穩態模式。經由比對圖6上  $A=0.00001$  之準穩態模式  $C_l$  曲線與圖5上穩態模式  $C_l$  曲線，我們發現兩者相當一致。這顯示了邊界層對無旋流的排擠效应在技術上已正確導入暫態無旋流模

式中。若我們將該翼剖面攻角以  $A=0.02$  的速率拉高，則此一準穩態模式由於包含有來自無旋流之暫態效應而使得所算出之  $C_f$  曲線（圖 6）在高攻角情況下比穩態模式所算出者稍高。而此一升高  $C_f$  延後失速的暫態效應則將於導入邊界層暫態效應後更加明顯，詳如下述。

### (三) 暫態交互作用模式

接下來只要將準穩態模式中的穩態邊界層模式改以暫態邊界層模式取代即可完成暫態交互作用模式。再以 SSC-A09 翼剖面由  $0^\circ$  攻角以  $A=0.02$  之等角速率拉高於雷諾數  $R_c = 2 \times 10^6$  之流場中為例來測試此新模式。此模式計算出之翼剖面上下緣之摩擦係數  $C_f$ 、在  $16^\circ$  攻角時上半區流場之流線、和各攻角 ( $0^\circ$  到  $16^\circ$ ) 之升力係數 ( $C_l$ ) 分別顯示於圖 7、圖 8、和圖 6 中。比較 2 和 7 兩圖中翼剖面上緣之  $C_f = 0$  之邊界層剝離點可發現，在相同之攻角時暫態流場總是比穩態流場具有較短之迴流區。而若比較在攻角  $16^\circ$  時之上半流場的穩態和暫態邊界層流線（圖 4 和圖 8），則我們又可發現暫態流場之迴流區比穩態流場更扁平。可說當該翼剖面之攻角以等角速率拉高時，當其攻角到  $16^\circ$ （此時已超過了穩態狀況下之失速起始攻角  $14^\circ$ ），其上緣之邊界層仍相當薄，流體幾乎仍貼著翼表面流動。也因此我們可由圖 6 看到此時該翼剖面之升力係數並未出現失速現象而仍隨攻角在增大之中。這些皆與我們所熟知之暫態翼剖面流場結構特徵（例如可詳見文獻[6]）不謀而合。唯當攻角繼續增加超過  $16^\circ$  則數值方法將開始出現不穩定的現象而不易求得收斂解。這一點我們可由  $\alpha = 16^\circ$  時迴流區內之  $C_f$ （圖 7）與流線（圖 8）已出現不穩定的波浪狀看到端倪。因此，欲以交互作用模式模擬更高攻角之暫態流場時，我們必須對其邊界層迴流區之計算方法再作深入之研究。只要再克服此一問題，本模式即可往模擬動態失速流場之終極目標更邁進一步。

### 四、計畫成果自評

本研究旨在嘗試於個人電腦的環境中建立一個可供模擬、分析、研究翼剖面動態失速前後流場之數值模式。由此模式對穩態失速流場與暫態高攻角流場之各樣細部與總體計算結果的正確性，我們可說此一模式雖包含不少假設與人工取捨，但確可牢實捕捉住重要之流場特徵。那些假設與取捨恰好簡化了模式之複雜度，使該模式可在個人電腦環境中建立並保持高計算效率，但並未因此而使模式喪失捕捉流場重要特徵之能力。以此模式為基礎，我們便可利用個人電腦來對其進行進一步之研發以模擬研究各種實用翼剖面之暫態流場。例如：探討陣風、機翼抖動、機翼擺動的空氣動力現象和效應、以及更有趣的動態失速問題。

### 五、參考文獻

1. Cebece, T., Clark, R.W., Chang, K.C., Halsey, N.D., and Lee, K. 1986, Airfoils With Separation and the Resulting Wakes, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 163, pp. 323-347.
2. Teng, N.H., 1987, The Development of a Computer Code (U2DIIF) for the Numerical Solution of Unsteady, Inviscid and Incompressible Flow Over an Airfoil, M.S. Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, CA.
3. Jang, H.M., 1990, A Viscous-Inviscid Interactive method for Unsteady Flows, Ph.D. dissertation, University of Michigan, Ann Arbor.
4. Veldman, A.E.P., 1981, New, Quasi-Simultaneous Method to Calculate Interacting Boundary Layers, *AIAA Journal*, Vol. 154, pp. 79-85.
5. Lober, P.F. and Carta, F.O., 1987, Unsteady Stall Penetration Experiments at High Reynolds Number, United Technologies Research Center Report R87-956939-3.
6. Carr, L.W., 1988, Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall, *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 1, pp. 6-17.

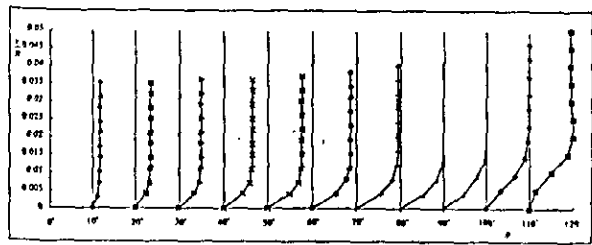


圖1. 沿半徑R之圓形剖面外緣上之邊界層流速分佈 (數值解)

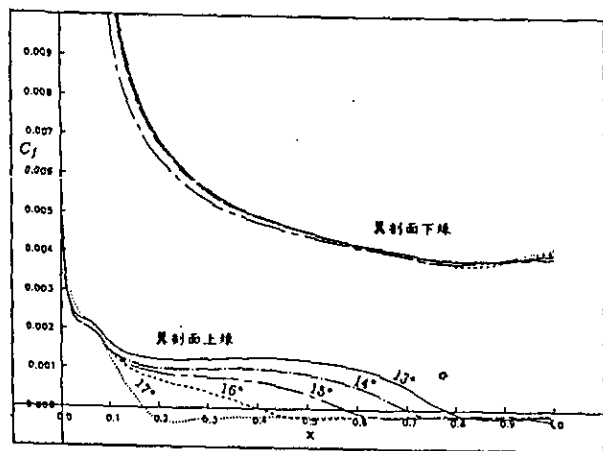


圖2. SSC-A09 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$  之穩態流場中數個不同攻角下的摩擦係數

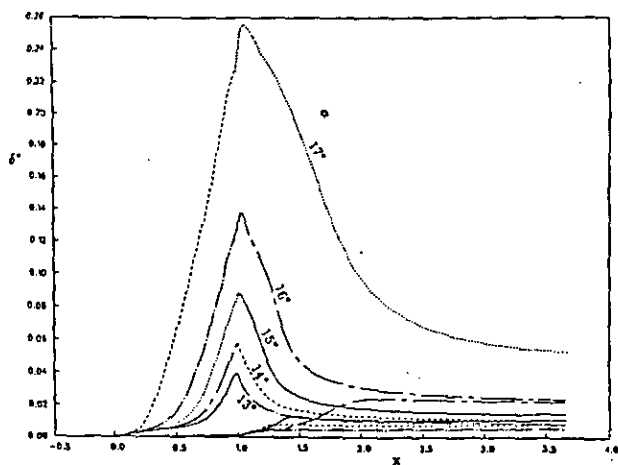


圖3. SSC-A09 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$  之穩態流場中數個不同攻角下的邊界層厚度  
翼剖面尾端在  $x = 1.0$

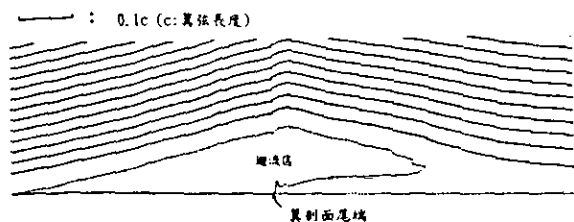


圖4. SSC-A09 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$  之穩態流場中於  $16^\circ$  攻角下半區的邊界層流線

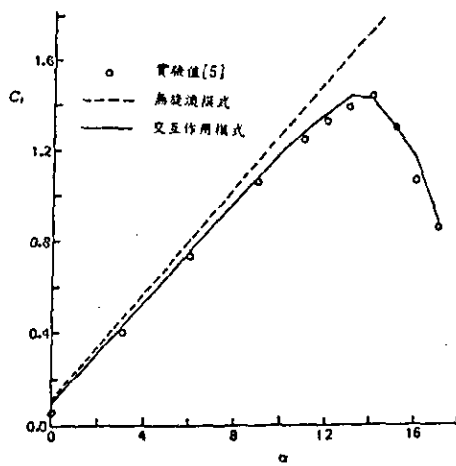


圖5. SSC-A09 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$  之穩態流場中的升力係數曲線

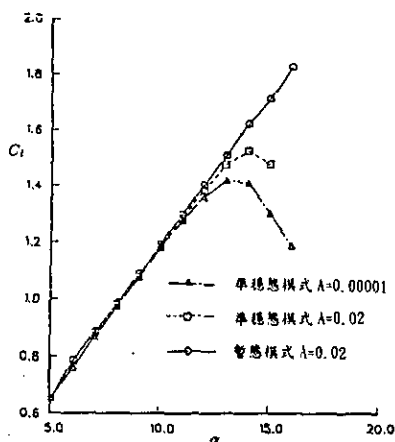


圖6. SSC-A09 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$ ,  $A = 0.00001$  之智慧流場中的升力係數曲線

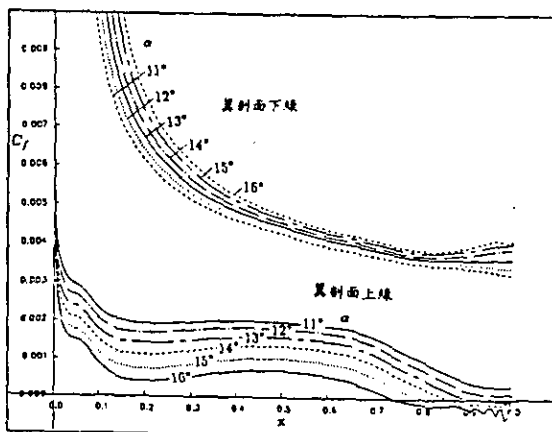


圖7. SSC-109 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$ ,  $A = 0.00001$  之智慧流場中數個不同攻角下的摩擦係數

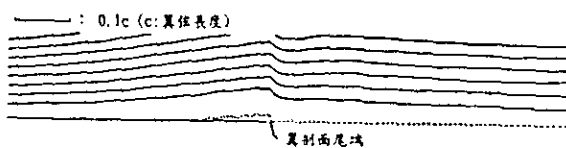


圖8. SSC-109 翼剖面在  $Re = 2 \times 10^6$ ,  $A = 0.02$  之智慧流場中於  $16^\circ$  攻角上半區的邊界層流線