

飛機結構損傷預測之研究

A study for forecasting aircraft structure damage
with finite element simulations to analyze stress distribution.

海軍中校 蔡邦亮 Pang Liang, Tsai

提 要：

- 一、飛機可能因應力，疲勞，熱度，腐蝕或侵蝕等受損。損傷部位可為任何變形，實體斷面之縮減，或材料性能之降低。最輕微之損傷，亦可能最終影響飛機之飛行特性。損傷一經發現，應儘早加以修理(補)。
- 二、本文旨在結構損傷時評估分析其應力及疲勞頻譜分佈，可做為修理及設計人員維修參考依據，以避免損傷再次發生。
- 三、為取得實機結構發生損傷部位尺寸，選擇S-70C型機座艙段結構損傷部位，並利用SolidWork軟體建立3D模型，導入ANSYS軟體分析其結構應力及疲勞頻譜分佈並驗證該處損傷符合本文預測之方法。

關鍵詞：結構損傷，有限元，應力分析

Abstract

1. Aircraft structural damage may be due to stress, fatigue, heat, corrosion or erosion. Injury site can be any, physical modification, physical cross-section reduction, material properties lower. Most minor injury, may also ultimately affect the flight characteristics of aircraft. Upon discovery of damage should be repaired as soon as possible.
2. In this paper, the structural damage assessment when analyzing the spectral distribution of stress and fatigue. Can be used as maintenance and repair personnel reference design. To avoid injury from happening again.
3. In order to obtain the size of the occurrence of the injury site aircraft structures. Select the cockpit structure le-



sion segment. And use the Solid Work software to create 3D models. Importing ANSYS software analysis of the distribution of stress and fatigue And verify that the site of injury is in line with the methods described herein forecast.
Keyword: structural damage, finite element simulations, stress distribution

壹、緒論

一、飛機結構設計介紹¹

(一)機身設計

機身為飛機之主要結構或主體，提供貨物、操縱面、附件、乘客及其他裝備之容納空間。在單發動機或多發動機之飛機上，其設計可將發動機包容於其內，亦可裝接於機身或懸吊於機翼結構上。現代軍用飛機，均依賴某些形式的強化外殼設計，此種設計可以分為兩類：硬殼式及半硬殼式。同一機身的不同部分，可能屬於任一類型，然而，半硬殼式設計是最常見的，本軍S-70C型機屬於半硬殼式設計。

1. 硬殼式設計：

硬殼式設計，依賴蒙皮(亦稱外殼或包覆)之強度，以承載各種負荷。真正硬殼式結構不使用成形框、構架組合件、或隔框以使機身成型，而是由蒙皮承受全部機身應力。由於沒有支撐件，蒙皮需有足夠強度以保持機身之剛硬度。因此，硬殼式設計之最大挑戰，是維持足夠之強度，同時保持重量在可容許限度以內。硬殼式設計之優點，為其製造較容易。雖然有此一優點，但其重量之

累贅使得採用硬殼式構造成為不切實際與較無效率，因此機身內僅能承載有限負荷之較小區域可用。為了克服硬殼式設計之問題。故研發出一種稱為半硬殼式設計。

2. 半硬殼式設計：

半硬殼式設計可使用縱樑、加強條、隔框及構架等任何組合件，以加強蒙皮並維持機身之剖面形狀。與結構件牢固結合之蒙皮，有助於抵抗剪力負荷，且與縱向結構件一起抵抗張力及彎曲負荷。縱樑抵抗大部分之機身彎曲負荷，而加強條亦有助於抵抗機身彎曲並穩定受壓縮之蒙皮。隔框用於有集中負荷導入機身內，並增進加強條在壓縮時之穩定性。

3. 機身構造材質：

當今現代軍用飛機係由各式航材建構而成。最常用於建造機身之航材則為鋁合金。常用之機身航材，諸如7075及2024鋁合金，其重量約為鋼之1/3。經熱處理後，此類合金之強度，大約與軟鋼相等。在某些用途中(如表面覆蓋)，這類合金製成薄板，並在兩面敷以薄層純鋁，在此種形式下，它通常以商業名稱鋁夾板(Alclad)稱之。兩側之純鋁鍍層，係做為基板金屬之保護層。擠壓件通

註1：中村寬治著，《飛機的結構與飛行原理》，晨星出版社，2011年。

常以2024合金製成，但若擠壓件之腹板厚度大於1/8吋，則使用2014合金壓製。除鋁之外，不鏽鋼、鈦、及鉻等複合材料亦均用於機身結構。

二、損傷評估簡介²

(一)結構損傷評估

1. 損傷原因：

飛機可能因碰撞、衝擊、應力、疲勞、熱度、腐蝕或侵蝕等受損。損傷可為任何變形，實體斷面之縮減，或材料性能之降低。最輕微之損傷，亦可能最終影響飛機之飛行特性及任務。損傷一經發現，應儘早加以修理。

2. 損傷分類：

損傷通常分類為可略而不計者，可藉由補片、插件修理，或更換零件。有關損傷限度及特定修理，應參閱飛機特定武器系統結構技令。

可略而不計之損傷可任其保留原狀，或者可在不限制飛行之情況下，藉一簡單程序加以改正。在大多數情況中，必須採取某些改正措施以防止損傷擴散。可略而不計或小損傷區域必須經常檢查，以確定損傷並未擴大。另在緊急飛行情況下，可能會導致受影響支撐件之結構強度不足。

(二)修理之分類

修理之類型，視材料、工具、維修時間及維護水準而定。暫時及一次飛行修理，通常僅在場站階層為之。

1. 暫時性修理：

可將飛機之靜力強度恢復至其原來型態

。在外部(拼接板)補片與緊固件，屬於暫時性之修理。

2. 一次飛行修理：

係設計為將一架嚴重受損之飛機恢復至可飛狀況，以使飛機可安全飛行至一專業工廠或主要合約廠商進行修理。當使用一次飛行修理之飛機，飛機表格中應載有紀錄，列述飛行之限制。

3. 永久性修理：修復後結構之強度等於或大於其原始強度。永久性修理，通常包含：

(1)以疊接方式跨越或完全包圍受損區域，所用之疊接材料與原結構件相同。

(2)以新件且同等強度材料之疊接件，更換受損材料。

(3)用一新組合件，直接更換受損部位。

(4)用永久性加強板件跨越或包圍受損區域，其材料之類型及厚度與原來者相同。

貳、研究動機與方法

一、研究動機

航空器結構損傷維修常受限於原廠高價格及維修期程冗長，且在技術無法轉移下，飛機妥善較難維持，爰此，本研究利用航空器設計常用結構分析方法，探討應力分佈及疲勞頻譜分佈，並預測結構需強化部分，藉此可提供設計及技術人員維修之重要依據。

二、研究方法

本文主要為預測飛機結構損傷，選擇座艙段結構損傷為例(如圖一)，來了解結構受載荷與震動，應力集中及損傷分佈。使得設計人員能藉此改善結構外型，強化剛度，提

註2：T.H.G.MEGS，《飛機結構學》，復漢出版社，1993年。



圖一 座艙段結構損傷圖

資料來源：資料出處如文。



圖二 3D建模完成圖

資料來源：資料出處如文。

高飛機結構全壽期並增加飛行安全。

本文使用SolidWork(2010版本)³軟體建立座艙段3D模型，並利用該軟體直傳介面，將建立好的模型，輸入ANSYS分析軟體，而無須在ANSYS軟體建立複雜模型。利用ANSYS分析軟體(V13版本)^{4, 5, 6, 7}之靜力結構分析

(Static Structural)及簡諧響應分析(Harmonic Response)方法，來預測結構受載荷及震動頻率，分析其結構應力分佈。

(一)有限元素模型

依據座艙段結構實際量測各項數據，使用SolidWork軟體建立邊線，並利用伸長特徵給予結構深度，在邊緣處則用圓角特徵處理，完成後如圖二。

(二)材料特性與單元屬性

該結構為7075-T73鋁合金材質，其最大拉伸強度(Tensile Strength)為505MPa，降伏強度(Yield Strength)為435MPa，楊氏模數(Modulus of Elasticity)為72GPa，普松比(Poisson's Ratio)為0.33，並設定材質為各向等方向性彈性材料(Isotropic Elasticity)，其材料特性為各方向材料性質相同(如楊氏模數、普松比、彈性係數等)。

有限元素單元(Element)類型的選擇在用ANSYS進行有限元分析的過程中也是非常重要的一步。本文結構選用的是20節點的Solid187六面體單元，是個二次高階三維單元，這種單元可以很好地離散結構不規則的三維模型，特別是處理從其他三維設計軟體輸入到ANSYS中的模型。Solid187六面體單元均支援塑性、超彈性、蠕變、應力剛化和大變形等非線性分析。

結構網格劃分後單元數(Elements)為21,445及節點數(Nodes)為42,983，網格劃

註3：郭宏賓等著，《深入淺出零件設計Solidwork 2010》，全華圖書股份有限公司，2010年。

註4：劉晉奇等著，《有限元素分析與ANSYS的工程應用》，滄海書局，2006年。

註5：蔡國忠著，《ANSYS/Workbench 有限元素分析及工程應用》，易習圖書，2011年。

註6：Huang Huei Li.《Finite Element Simulations With ANSYS Workbench 12》，SDC Publications.

註7：M.Saeed.《Finite Element Simulations Analysis Theory and Application With ANSYS Third Edition.》Prentice Hall.

分(如圖三)。

(三) 邊界條件與負載條件

本文結構M端下方為連接座艙底座，非本次研究對象，故僅擷取長度至M端為止，其邊界條件則設定為無摩擦支撐約束(Frictionless Support)，無摩擦支撐約束是一種施加在整個面的法線方向上的約束，除了支撐面的正、負法線方向，該約束允許其餘各方向的平移，該種約束可傳遞法向力，且不影響其他方向變形。

負載條件則為結構上方N端，並給予Y負方向5000N力(相當於5噸重的力)以模擬結構上方承受之重量(如圖四)，而在時間軸上Time=1時給予最大負載5000N，Time=2時則逐漸縮減至零，以了解結構回彈狀況。

(四) 理論說明

1. 有限元靜力結構分析：

依照有限元素法的分類，分為線彈性有限元素法與非線性有限元素法。

(1) 線彈性有限元素法：

線彈性有限元素法以理想彈性體為研究對象，而變形則是建立在小變形假設的基礎上，此時材料的應力與應變呈線性關係。

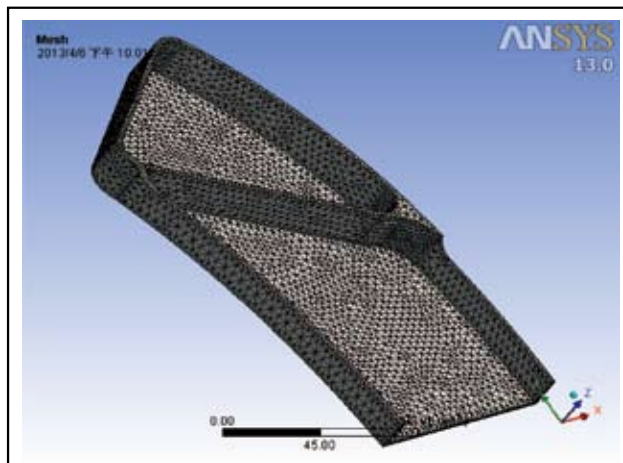
求解的矩陣方程式為虎克定律：

由於剛度矩陣[K]是常量，因此本質上只允許線性行為。

(2) 非線性有限元素法：

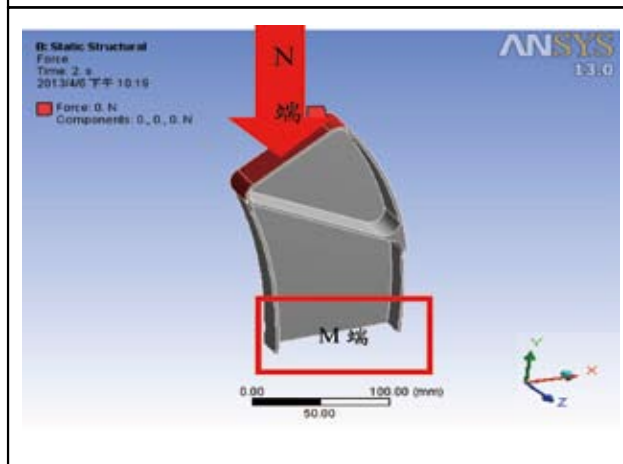
非線性有限元素法與線彈性有限元素法最大的不同在於。a. 非線性有限元素法需使用疊代法求解。b. 非線性問題不適用疊加法。c. 非線性問題不一定有解，有時可能無解。

有限元素法在求解非線性問題主要分為



圖三 網格劃分圖

資料來源：資料出處如文。



圖四 M、N端示意圖

資料來源：資料出處如文。

三種非線性問題：

a. 材料非線性：

此種材料的應力與應變是非線性關係。在應變與位移很微小時應變與位移呈線性關係。由於理論上並沒有一個普遍接受的本構關係，故材料的應力與應變關係主要基於實驗數據，有時非線性材料可用某些數學模型來模擬，但這些模型均有其侷限性。在工程上較重要的材料非線性問題有：非線性彈性

、彈-塑性、黏彈性及蠕變等。本文中結構材料設定為線彈性、均質及等方向性。

b. 幾何非線性：

幾何非線性是因為應變與位移之間存在非線性關係。當物體位移較大時，應變與位移為非線性關係。這類問題包括大位移大應變問題及大位移小應變問題。本文中結構變形即屬於大位移大應變問題。

c. 非線性邊界：

在加工、撞擊、軸封等問題，接觸與摩擦的作用常常是不可忽視的，接觸邊界屬於高度非線性邊界。有限元素軟體在計算接觸時，有兩種物體間的接觸。第一種是變形體與剛體間的接觸，第二種是變形體間的接觸。本文中結構假設為變形體，無任何接觸，故不考慮接觸問題。

在非線性靜態分析中，剛度矩陣 $[K]$ 依賴於位移矩陣 $\{x\}$ ，不再是常量。力與位移的曲線將是非線性的，因此當力加倍時，位移和應力不一定會加倍。

非線性分析是反覆運算求解，因為載荷矩陣 (F) 和位移 (X) 間的關係之前並不知道。

(3) 非線性求解方法(Newton Raphson)

實際的載荷和位移的關係預先並不知道，因此要進行一系列帶修正的線性近似。在 Newton-Raphson 法中，第一次反覆運算施加全載荷 F_a ，結果為 x_1 ，通過位移可計算內力 F_1 ，如果 $F_a \neq F_1$ ，系統就不平衡。因此，就要利用當前條件計算新的剛度矩陣。 $F_a - F_1$ 之差就是不平衡力或殘餘力。殘餘力必須夠小才能使求解收斂。重複上述過程直到 $F_a = F_i$ 。

2. 簡諧響應分析(Harmonic Response)的定義與應用：

任何持續的週期載荷將在結構系統中產生持續的週期回應。簡諧響應分析是用於確定線性結構在承受隨時正弦(簡諧)規律變化的載荷時的穩態回應的一種技術。

分析的目的是計算出結構在幾種頻率下的回應並得到一些回應值(通常是位移)對頻率的曲線。從這些曲線上可以找到「峰值」回應，並進一步觀察峰值頻率對應的應力。該技術只計算結構的穩態受迫振動，而不考慮發生在激勵開始時的瞬態振動。簡諧響應分析使設計人員能預測結構的持續動力特性，從而使設計人員能夠驗證其設計能否成功地克服共振、疲勞，及其他受迫振動引起的有害效果。

(1) 簡諧響應分析(Harmonic Response)特性與運動方程：

簡諧響應分析只計算結構的穩態受迫振動，發生在激勵開始時的瞬態振動不在簡諧響應分析中考慮(必須使用響應譜分析 Response Spectrum Analysis)。簡諧響應分析是一種線性分析，任何非線性行為，如塑性和接觸單元，即使被定義了也是會被忽略，但在分析中可以包含非對稱性系統矩陣，如分析流體，結構相互作用問題。簡諧響應分析同樣也可以分析有預應力結構，如小提琴的弦(假設簡諧應力比預知的拉伸應力小的多)。

對於簡諧響應分析，其運動方程為：

$$(-\omega^2 [M] + i\omega [C] + [K]) (\{U_1\} + i \{U_2\}) = (\{F_1\} + i \{F_2\})$$

F_{max} =載荷幅值

$I = \sqrt{-1}$

ψ =載荷函數的相位角

F_1 =實部, $F_{max}\cos\psi$

F_2 =虛部, $F_{max}\sin\psi$

u_{max} =位移幅值

f =載荷函數的相位角

u_1 =實部, $u_{max}\cos f$

u_2 =虛部, $u_{max}\sin f$

求解簡諧運動方程的三種方法：

(2)完整法：為預設方法，是最容易的方法，使用完整的結構矩陣，且允許非對稱矩陣。

(3)縮減法：使用縮減矩陣，比完整法更快；需要選擇自由度，據自由度得到近似的[M]矩陣和[C]矩陣。

(4)模態疊加法：從前面的模態分析中得到各模態；再求乘以係數的各模態之和；所有求解方法中是最快的。

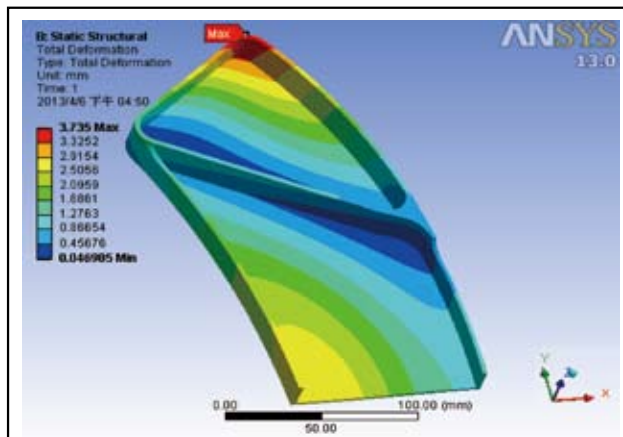
參、應力分析

一、靜力結構強度分析

本文以有限元素分析方法，對座艙段結構做一完整探討，並進行靜力分析，探討整體結構剛性的影響，包括變形、最大應力分佈及最大應力處靜剛性變化，綜合討論如后：

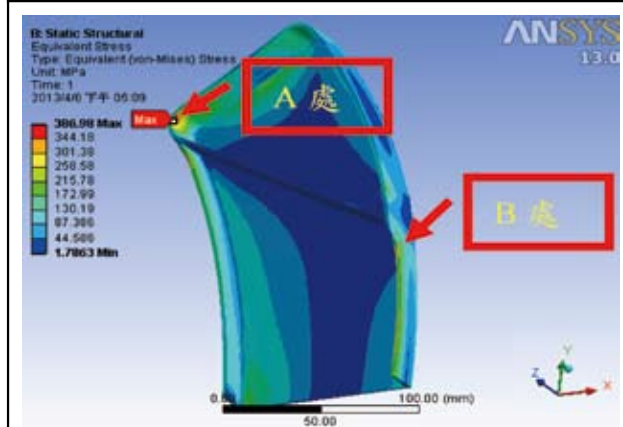
(一)變形分析

在Time=1秒時，結構承受最大載荷(5000N)，其最大變形量集中在結構頂端負載處(如圖五)，數值為3.735mm。在Time=2秒時，載荷卸載時，變形量幾乎為零，這說明了結構在承受載荷後，仍能回復原來形狀



圖五 變形分析圖

資料來源：資料出處如文。



圖六 結構A、B處應力圖

資料來源：資料出處如文。

，幾乎沒有永久形變狀況。

(二)應力分析

在Time=1秒時，結構承受最大載荷(5000N)，其最大應力分佈，集中在結構頂端負載A處(如圖六)，大小為386.98MPa，鋁合金材料最大拉伸極限為505MPa，依此判斷結構尚未達到應力破壞強度。另外次要應力集中分佈，在結構B處，大小為282.07MPa，這是因為該部位處在深度尺寸變小緣故，該深度變化由原2.3cm縮減為1.6cm，剖面積變

小，載荷不變情況下，其應力隨之變大所造成，所以在設計上這2處應力集中部位，應加強設計外型或選用材料強度較大材質(如在轉折處變更厚度，深度及選用2024鋁合金材質等)。

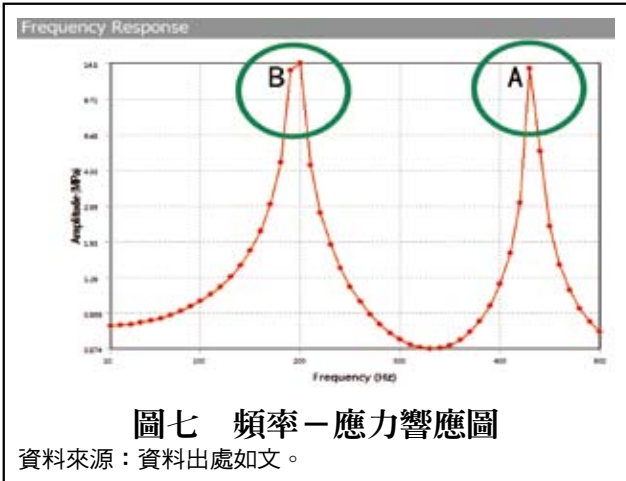
(三) 靜剛度分析

選擇最大應力分布A處，分析該處剛度值，在Time=0.1時，結構承受載荷為37.256MPa，位移為0.12304(mm)其剛度K為303(MPa/mm)，載荷逐漸加大在Time=1時，結構承受載荷為386.98MPa，位移為1.4266(mm)其剛度K為271(MPa/mm)，從分析結果可以觀察出剛性愈小，von Mises stress之應力值也相對的愈大，反之，剛性愈大von Mises stress之應力值也相對的愈小，這是符合常理的，也代表分析結果之正確性。

二、簡諧響應分析

本節主要討論在穩態振動狀況下，結構於各種動態負載之結構響應及其對振動與疲勞影響評估。在此設定頻率為500MHz，步長50(即求解間隔，每10MHz求解乙次)，負載條件及邊界條件不變，對於飛機發動機等振動頻率及暫態頻率則不予討論。

圖七為頻率－應力響應圖，從圖可以發現在頻率200MHz及430MHz時，應力為最大，在頻率200MHz時，最大應力發生在B處，其數值為4,528.4MPa，在頻率430MHz時，最大應力發生在A處，其數值為5,282.8MPa，上述最大應力發生處均與第一節靜力分析應力集中處(A、B處)相同，這說明了此結構在負載及振動雙重載荷下，利用此一分析方法可



得出2處須強化設計的地方，也驗證實機座艙段裂痕位置(B處)不謀而合。

肆、結語與未來展望

一、結語

本文主要研究當飛機結構發生應力破壞時，瞭解該地方是否為應力集中處，並分析受負載及震動時，預測結構強度及疲勞影響，並驗證實機裂痕處為疲勞產生破壞，並得出以下結論：

(一)運用SolidWork軟體建立實體模型，並使用ANSYS模擬結構受負載及震動應力分析，並根據分析的結果驗證實機結構破壞處，後續可利用此一方法，改良原有的設計或變更材質，這一方法大大節省了飛機原廠維修高單價及等待時間。

(二)藉由靜力分析結果，可以了解該結構主要及次要應力集中分布，並可提供設計人員加以改良或變更材質強化其剛度。

(三)藉由簡諧響應分析結果，可以發現在頻率200MHz及430MHz時最大應力發生處與靜力分析結果相同，這說明了結構在此處確

實會發生應力破壞情況並與實機破壞處相符。

(四)運用靜力分析及簡諧響應分析，有助於了解結構強度及疲勞影響並可提供後續改良之重要參考依據。

二、未來展望

(一)實際量測飛機地面及空中震動頻率並利用快速傅立葉轉換法，求得數學模型，轉入ANSYS中分析，可得出更為精確數值來作為分析。

(二)本文結構件均未考慮緊固件(如鉚釘、剪力螺栓等)預應力，後續可藉由改良結構時加入設計，運用分析方法，以進一步了解應力集中問題。

(三)運用此分析方法，在飛機結構損傷時，預先研擬修補方式並分析應力分佈，以確認修補可行之方式，以減少再損傷發生。

<參考資料>

1. 中村寬治著，《飛機的結構與飛行原理》，晨星出版社，2011年。
2. T. H. G. MEGS，《飛機結構學》，復漢

出版社，1993年。

3. 郭宏賓等著，《深入淺出零件設計 Solidwork 2010》，全華圖書股份有限公司，2010年。

4. 劉晉奇等著，《有限元素分析與ANSYS的工程應用》，滄海書局，2006年。

5. 蔡國忠著，《ANSYS/Workbench 有限元素分析及工程應用》，易習圖書，2011年。

6. Huang Huei Li. 《Finite Element Simulations With ANSYS Workbench 12》，SDC Publications.

7. M. Saeed. 《Finite Element Simulations Analysis Theory and Application With ANSYS Third Edition.》Prentice Hall.

作者簡介：

蔡邦亮中校，空軍航空機械學校86年班，國立成功大學航太所碩士，現服務於海軍反潛航空大隊。

老軍艦的故事

永定軍艦 MSF-45 陽明軍艦 AGS-362



永定軍艦為一艦隊掃雷艦。係美國American Shipbuilding工廠製造，西元1943年6月5日下水，公元1944年2月28日成軍服役。在美服役之編號為「AM-259」。美國根據中美租借法案，在美國的邁阿密將該艦移交我國。並於民國34年8月28日成軍服役，之編號「MSF-45」，並命名為「永定」軍艦。民國38年開始，該艦除參加多次戰役外，也執行多次撤運友軍任務。

民國49年12月該艦奉命改裝為測量艦，於民國50年10月1日完成改裝，更名為「陽明」軍艦。該艦在改裝為測量艦後，即擔任測量艦例行之任務，如配合海軍海道測量局之人員執行測量，或該艦本身執行各類操演等，並未參與重大演訓及戰鬥任務。民國61年7月1日因裝備老舊及不敷需求而汰除。(取材自老軍艦的故事)

韓江軍艦 PC-124

韓江軍艦係由美國為因應二次世界大戰的需要而委托George Lawly & Sons Co. 公司所建造之巡邏艦，1943年在美國麻州的 Weponset下水完工，並於當年成軍服役，當時命名為「Vandalia」，編號PC-1175，擔任近岸巡邏任務。

民國46年7月15日美國政府依據中美共同防禦協定，於美國西雅圖將該艦及另外4艘同型艦一併移交我國，我海軍於接收該艦後，立即成軍，命名為「韓江」軍艦，編號PC-124，隸屬巡防艦隊，開始正式服役，擔任臺海巡弋、護航及外島駐防等任務，另韓江軍艦服役期間曾參加過多次重要戰役，八二三砲戰期間，該艦曾多次護送運補船團至金門運補，以執行「閃電計畫」及「轟雷計畫」，每次均能冒著中共密集的砲火，突破封鎖，達成任務。該艦於民國61年1月1日，在海軍服役15年後，由於艦體及機件均老舊，維修困難，且大部份裝備已不合現代戰爭需求，奉命除役。（取材自老軍艦的故事）

