

無人機安定面結構分析與試驗

The Stabilizer Structural Analysis and Verification Test for the Unmanned Aerial Vehicle

許維驛(Wei-Yi Hsu)、李政錡(Cheng-Chi Li)

李乘清(Cheng-Ching Lee)、林明煌(Ming-Huang Lin)

國家中山科學研究院 航空研究所

摘要

無人機執行任務中，當爬升至一定高度及到達巡航區後便進入巡航模式搜索敵方雷達信號，當鎖定敵方目標後，進行終端攻擊，在鎖定目標俯衝過程中，亦可透過側向安定面調整側向偏移以達到精準攻擊任務。

本文將針對側向安定面之結構勁度進行研改增加結構勁度，以避免在終端攻擊過程中因側向安定面變形量過大，使得控制系統無法即時補償，導致終端攻擊失效。

關鍵字：側向安定板、側向偏移、結構勁度增

ABSTRACT

Once the unmanned aerial vehicle reaches the patrol area at a certain attitude it begins a loitering pattern to search for enemy radar signal. Upon detecting of radar signal, the UAV begins to transit into a terminal dive towards the radar source. The stabilizer provides high stability in lateral offset in the diving process.

This research's goal is to enhance the stabilizer structural stiffness capable of reducing the structural deformation. To insure the stabilizer may compensate immediately to prevent the terminal attack from being failed.

關鍵字：lateral stabilizer、lateral offset、structural stiffness enhancement

一、前言

無人機係利用雷達之電磁波進行搜索並發現地面目標，進入目標正上方區域並進行俯衝，俯衝過程可藉由調整側向安定面側向偏移以穩定無人機進行高精度攻擊。

要提升俯衝攻擊之精度，控制系統精度及即時響應為首要考慮之條件，其次則為結構勁度。若能減少因俯衝而導致側向安定面之變位量，便能減小流場對結構表面壓力分布的變化，達到提升無人機進行終端攻擊精度之目標。

二、側向安定面設計概念

側向安定面結構外型如圖一，為達低重量勁

度比，故採用三明治結構進行設計。

三明治結構係由外層面板及芯材組成，面板結構承載中的拉伸及壓縮應力，芯材的作用係支撐面板避免產生挫曲並承受剪切應力，因此芯材亦須具備良好的抗剪切強度，當芯材厚度越大時，整體結構截面慣性矩(Area Moment of Inertia)越大，使得整體強度得以提升，本文中選用巴沙木(Balsa Wood)作為三明治結構之芯材。

三、流場分析

本文透過流場分析軟體 CFX 進行穩態(steady state)流場分析，計算當全機在速度為 250 節(knots)， β 角為 8° ，側向安定面所受之側向力、力

矩及氣動負載中心，圖二為 CFX 中設定之網格；圖三為在 CFX 設定之邊界條件，依照實際情形設定入口(inlet)、出口(outlet)、開放區域(opening)及壁面(wall)。

分析所使用之網格總數為 2,601,067 個，節點數為 718,411 個，紊流模型採用 SST(Shear Stress Transport)模型，收斂條件設定為 RMS 小於 10^{-4} 。

依照上述條件進行分析，計算壓力分佈如圖四所示，得到側向安定面之側向力及力矩，因此可計算出側向安定面等效氣動力負載中心為距根部座標軸 26cm 處。

四、結構分析設定

本文透過 CAE 建模軟體 HyperMesh 進行分析前處理，將實際模型簡化並劃分結構網格，板材採用 quads 元素；芯材採用 tetra 元素，控制網格長寬比(aspect ratio)小於 5，並使用二階元素(second order element)以避免一階(first order)線性網格結構剛性過硬造成剪切鎖死(Shear-locking)。

複材蒙皮與巴沙木，材料機械性質如表一，中間膠合的部分採用節點連續法建立膠合介面，以確保力傳遞之正確性，結構網格如圖五。

圖五中綠色部分為側向安定面根部接頭，分析中令圓孔中節點之三方方向位移(displacement)為 0，藉以模擬搭接情形。

根部接頭與側向安定面結構間以黏合(Tie)方式，並控制黏合網格大小相同，確保分析計算的正確性，上述條件於分析計算軟體 ABAQUS 中設定如圖六。

負載採用設計極限負載(D.U.L)作用於距根部 26cm 處，設定如圖七。

五、結構分析結果

結構分析之應力及變形量分別如圖八、圖九：

觀察圖八得知側向安定面之應力分佈並無急遽增減的現象，說明在此複材疊序安排下並不會因其結構斷面慣性矩急遽變化而導致結構局部發生破壞。

圖九顯示側向安定面之最大變形量發生於翼尖，為 49.7mm。

六、結構試驗結果

為了驗證巴沙木芯材側向安定面結構能否滿足設計極限負載(D.U.L)強度需求並與分析結果相互比較以驗證分析模型之可靠度，以作為後續結構設計變更參考，進行此次試驗。

試驗設備如圖十，負載設定一施力片，施力片中心模擬負載中心(距根部 26cm 處)，並連接計力器以手動旋轉螺絲扣(turn buckle)方式施加負載。

側向安定面翼根安裝千分計，量測該處在不同施力大小對應變形量，並在翼尖黏接位移計，透過 VISHAY SYSTEM 8000 數據擷取系統，擷取不同施力之翼尖變形量。試驗量測結果如表二所示。

七、試驗結果與分析結果比對

ABAQUS 軟體分析在設計極限負載下(D.U.L)，拘束在搭接孔洞，如圖十一，其翼尖變形量為 49.7 mm，由於試驗拘束位置與分析不同(如圖十二)，因此需考慮此一邊界轉動對翼尖變形量影響 $r\theta$ 效應，如圖十三。

從 ABAQUS 軟體中量測出側力板翼根變形量(千分計量測位置)為 0.63mm，將 $r\theta$ 效應加入後，翼尖變形量計算如下式：

$$49.7 + (2.35 - 0.63) * \cot 4.16^\circ = 73.35[\text{mm}]$$

加入 $r\theta$ 效應之分析結果與試驗結果誤差為 6.8%。

八、結論

側向安定面在無人機進行終端攻擊中扮演重要的角色，而如何有效地降低側向安定面在俯衝中因氣動負載產生的變位量則是本研究的重點。

本研究透過流場分析軟體 CFX 及分析計算軟體 ABAQUS 計算側向安定面之應力及變位量並與試驗結果相互比較，可獲得以下結論：

1. 分析及試驗比較中發現於實際搭接下，側向安定面之翼尖變位量受到 $r\theta$ 效應的影響，而 $r\theta$ 效應約佔總變形量的 30%，故對實際搭接處進行

結構勁度加強對結構變形量亦有大幅的幫助。

2. 後續分析將藉由改變蒙皮疊序與芯材材質，以增加整體結構勁度。

九、表格

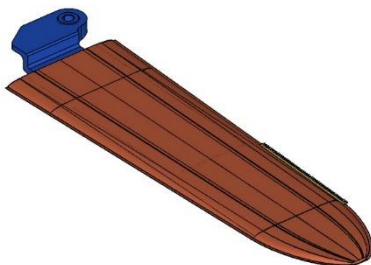
T300 平織碳纖維	
E_{11} (MPa)	61648.3
E_{22} (MPa)	61648.3
G_{12} (MPa)	3862.07
ν	0.072
T700 單向碳纖維	
E_{11} (MPa)	108772.4
E_{22} (MPa)	10448.3
G_{12} (MPa)	4586.2
ν	0.346
巴沙木	
E	486.3
ν	0.499

表一、複材及巴沙木材料機械性質

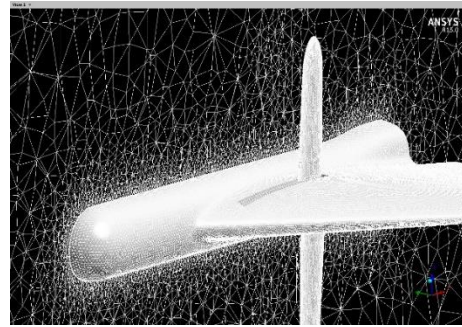
負載	翼尖讀值	翼根讀值
D.U.L	78.74mm	2.35mm

表二 D.U.L下翼尖及翼根讀值

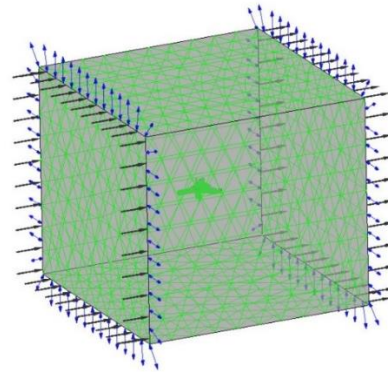
十、圖片



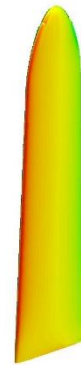
圖一 側向安定面外型



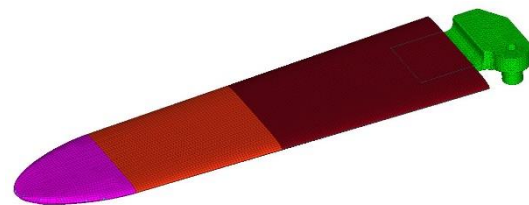
圖二 流場網格建立



圖三 流場邊界條件設定



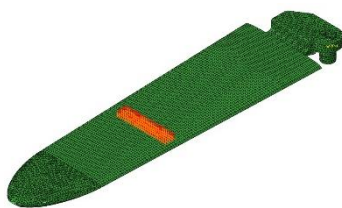
圖四 側向安定面壓力分佈



圖五 側向安定面結構網格劃分



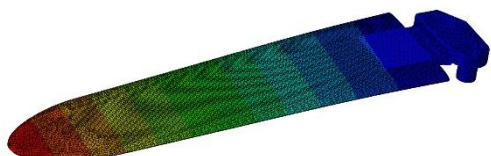
圖六 邊界條件設定



圖七 負載條件設定



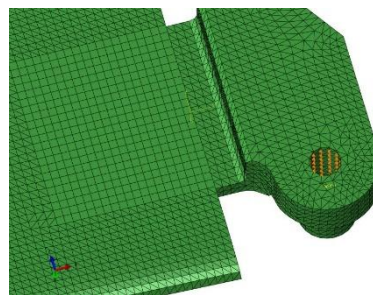
圖八 應力分佈圖



圖九 變形量分佈圖



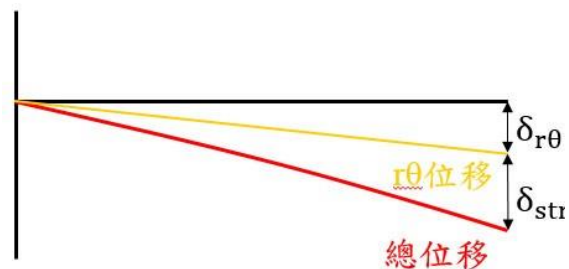
圖十 側向安定面試驗安裝圖



圖十一 分析邊界條件



圖十二 試驗邊界條件



圖十三 實際翼尖變形量示意圖