

## 複材機翼外掛載顫振分析

李政錡、柯著成、曾煥賢、楊伯弘  
國家中山科學研究院航空研究所

### 摘要

本文主旨係將流場分析軟體FlowVision以及結構有限元素分析軟體Abaqus進行耦合計算，執行機翼外掛載流固耦合分析。碳纖複材機翼主要零件包含上下蒙皮、前後樑、翼肋及外掛載，以Abaqus建立結構分析模型。FlowVision建立流場分析模型，流體為空氣。利用MPM(Multi-Physics-Manager)控制FlowVision和Abaqus兩套軟體，執行直接雙向流固耦合。

在同時考慮氣動力、慣性力和結構彈性力的情況下，本文發現機翼有外掛載情況下，其自然振頻降低，整體剛性提升，因此機翼振動頻率及振幅均降低，分析結果亦可提供後續機翼氣彈性能優化設計參考。

**關鍵字：**複材機翼、外掛載、流固耦合、氣彈

### ABSTRACT

This paper presents the fluid and structure interaction(FSI) analysis for the composite wing with an external store. The simulation model used in the work consists of two parts: aerodynamic model and structural model. The structural model based on Abaqus program includes the upper/lower skins, front/rear spars, ribs and external store. The aerodynamic model is modeled using FlowVision program. The FSI analysis was performed by MPM(Multi-Physics-Manager) which controls the FlowVision and Abaqus.

This results shows that the wing with an external store would enhance the structural stiffness, reduce the natural frequency and also lower the vibration amplitude with the combined aerodynamic force, inertial force and structure elastic force conditions. The FSI analysis could be then used to optimize the performance of wing aeroelasticity to meet design requirement.

**Keywords:** Composite Wing, External Store, FSI, Aeroelasticity.

### 一、前言

在許多科學的應用上及日常生活上，都會碰到流固耦合 (Fluid-Structure Coupling, FSI)的問題，常見的像是吊橋、受風的高樓和機翼顫震，都曾造成人員傷亡及設備損失，因此，在此類的研究上，已經有愈來愈多學者開始重視並深入研究。

2001年，Gluck et al.[1]以兩種不同的程式分別求解流體力及固體力，在流體計算方面，其使用的程式為FASTEST-3D，在結構計算方面則使用 ASE，最後再以 MpCCI 將兩種程式結合在一起，以此法模擬流固互制行為，此種計算方法可以應用在紊流和非線性移動的暫態流固耦合問題。

2007年，A. Aksenov et al.[2]利用 FlowVision 與 Abaqus 直接流固耦合計算

法，模擬海上直升機兩側氣囊結構與水面流固耦合行為。

2009年，盧學成[3]利用 ANSYS 與 CFX 耦合計算，針對國際標準氣動彈性模型 AGARD 445.6 機翼做了顫震分析。

2014年，余傳濬[4]利用 FlowVision 與 Abaqus 直接流固耦合算法，進行三維自由射流流體與結構動力互制行為研究，固體運動與形變由 Abaqus 求解，利用 FlowVision 中的 Volume of Fluid(VOF)法追蹤自由液面的運動，透過 FlowVision-Abaqus 直接流固耦合，不需要第三方軟體執行資料交換，模擬自由噴流衝擊固體，研究固體的變形與位移行為。

2014年，Tahereh Liaghat et al.[5]利用 ANSYS 與 CFX 耦合計算，模擬平板受水動

力作用產生流固互制的行為，並探討流體速度與結構震動頻率的關係。

2016 年，Kuznetsov KV et al.[6]利用 FlowVision 與 Abaqus 直接流固耦合計算法，模擬 AGARD 445.6 機翼氣動彈性行為。

按邊界耦合的程度分為兩類：1.流-固單向耦合；2.流-固雙向耦合。單向耦合應用於流場對固體作用後變形不大，及流場的邊界形貌改變很小，不影響流場分布可以使用流-固單向耦合。先計算出流場分佈，然後將其中的關鍵參數作為載荷載入到固體結構上。

按求解方法可分為兩類：1.整體求解；2.交替求解。整體求解是將流體和固體的方程組聯立求解，難度非常大，一般採用的非常少。交替求解將流體和固體分成兩個單獨的求解域，在求解過程中時刻交替的求解這兩個區域，並在交替過程中通過界面傳遞和交換物理量。交替求解演算法主要需要解決兩大難題：1.流-固介面上網格單元的匹配；2.流固區域的資料傳遞問題。

現有的商業軟體實現流固耦合的方式基本上以交替求解為主，其基本思路是：分別計算流場和固體結構，然後通過中間平台交換耦合量。每次大疊代中，分別進行一次流體計算和固體計算，並交換資料(每個方向各一次)，直到最終收斂。

典型應用比如小型飛機按剛性體設計的機翼，機翼有明顯的應力受載，但是形變很小，對流場不產生影響。當固體結構變形較大，導致流場的邊界形貌發生改變後，流場分佈會有明顯變化時，單向流-固耦合顯然不合適，因此需要考慮固體變形對流場的影響。兩者相互作用，最終達到一個平衡狀態(穩態問題)。機翼氣動彈性問題，都是因為兩者相互影響產生的，因此在解決這類問題時，需要進行流-固雙向耦合計算。

由於實際機翼外掛載構型尚屬商業機密，因此本研究中機翼及外掛載外型、幾何尺寸、樑肋配置、複材疊序及厚度均為重新假設、繪製，與實際研究相異。

## 二、FV-Abaqus 直接流固耦合

傳統的流固耦合計算過程中，CFD 網格和 CAE 網格是不匹配的，因此在流固邊界處傳遞資料時首先需要匹配網格。流場使用直角笛卡爾網格，能夠不失真的模擬物體的邊界，完全將物體的邊界作為網格的一部

分。當物體的邊界發生移動或者變形時，FlowVision[7]能夠自動捕捉邊界的構型並重新生成邊界網格。因此在進行流固耦合計算過程中，當 Abaqus[8]完成結構的有限元計算之後，分析程序直接讀取 Abaqus 的資料檔案中的網格資料，並根據新的結構體外形重新生成流體邊界層網格，這個過程是非常快速且沒有任何失真的。

流固耦合的計算誤差除了網格變形以外，主要來源是流固邊界處的資料傳遞誤差。流體傳遞給固體壓力的資料，是需要透過差值得到，而差值會帶來誤差。FlowVision 能夠在每一次交替計算過程中直接把固體的外形當成流體新的邊界，且固體外形無誤差的成為流體網格邊界層網格的一部分，固體的最外層網格的外面自然成為流體網格的邊界面，力的資料不需要透過差值就直接成為固體的力邊界條件。

## 三、FlowVision 流場分析模型建立

複材機翼之流場分析模型於 FlowVision 軟體中建立，流場分析條件假設機翼攻角 0 度，控制面角度 0 度，空速為 54m/s，溫度為 15°C，壓力為 1atm。流場邊界包含 inlet、outlet、wall 三個區域，如圖 7 所示。inlet 區域設定空氣流速為每秒 54 公尺，outlet 區域設定為一大氣壓，wall 區域設定為流固耦合交界面，結構受力產生之幾何變形則由 Abaqus 結構分析軟體計算。兩套軟體交叉運算的概念如圖 8 所示。

## 四、分析結果

本文利用 Abaqus 及 FlowVision 兩套軟體執行以下分析：

- 1.機翼不含外掛載之自然振頻分析。
- 2.機翼含外掛載之自然振頻分析。
- 3.機翼不含外掛載之流固耦合分析。
- 4.機翼含外掛載之流固耦合分析。

機翼不含外掛載之自然振頻分析結果如表 1 所示，其中第一模態頻率為 4.12Hz，其振形為一階 z 向彎曲，模態變形如圖 9 所示。第二模態頻率為 15.24 Hz，其振形為二階 z 向彎曲，模態變形如圖 10 所示。第三模態頻率為 16.83 Hz，其振形為一階 x 向彎曲，模態變形如圖 11 所示。第四模態頻率為 35.16 Hz，其振形為三階 z 向彎曲，模態變形如圖 12 所示。第五模態頻率為 40.17 Hz，其振形為一階 y 向扭曲，模態變形如

圖 13 所示。

機翼含外掛載之自然振頻分析結果如表 2 所示，其中第一模態頻率為 3.54Hz，其振形為一階 z 向彎曲，模態變形如圖 14 所示。第二模態頻率為 12.03 Hz，其振形為二階 z 向彎曲，模態變形如圖 15 所示。第三模態頻率為 14.02 Hz，其振形為一階 x 向彎曲，模態變形如圖 16 所示。第四模態頻率為 22.45 Hz，其振形為三階 z 向彎曲以及一階 y 向扭曲耦合，模態變形如圖 17 所示。第五模態頻率為 23.64 Hz，其振形為三階 z 向彎曲，模態變形如圖 18 所示。第六模態頻率為 35.67 Hz，其振形為一階 y 向扭曲，模態變形如圖 19 所示。

機翼流固耦合變形及之流線分布如圖 20 所示。流場之氣動升力及阻力歷時曲線如圖 21 所示。

機翼不含外掛載時，流固耦合後之結構變形歷時曲線如圖 22 所示。受力過程中翼尖最大變形量為 55.7 公分，約在 50 公分處上下震盪，但震盪幅度並無發散跡象。機翼複材結構之破壞指標(MSTRN)峰值出現在上蒙皮與前樑搭接處如圖 23 所示，其值為 1.1015，若指標值大於 1 表示結構有斷裂之風險，小於 1 則表示安全，因此整體結構之安全裕度為-0.09。

機翼含外掛載時，流固耦合後之結構變形歷時曲線如圖 24 所示。受力過程中翼尖最大變形量為 63.6 公分，約在 50 公分處達平衡，震盪幅度很低且並無發散跡象。機翼複材結構之破壞指標(MSTRN)峰值出現在上蒙皮與前樑搭接處如圖 25 所示，其值為 0.9366，若指標值大於 1 表示結構有斷裂之風險，小於 1 則表示安全，因此整體結構之安全裕度為 0.07。

## 五、結論

本文利用 FlowVision 與 Abaqus 直接流固耦合程序執行複材機翼外掛載流固耦合分析，分析結果包含機翼自然振頻分析，與流固耦合後機翼在流場中的氣彈行為模擬，並從中探討有無外掛載對整體氣彈行為的影響。

由分析結果可以得到以下結論：

1.若機翼不含外掛載，其機翼的自然振頻均較高，且受氣流作用時，其翼尖震盪幅度較劇烈，但因幅度並無逐漸發散的跡象，

所以研判發生顫振的風險較低。另外，機翼結構剛性略顯不足，上蒙皮有局部斷裂之風險。

2.若機翼含外掛載，其機翼因外掛載使系統質量增加，導致自然振頻降低，且受到氣流作用時，其翼尖震盪幅度較平穩，研判發生顫振的風險較低。另外，機翼結構剛性有些微提升，整體安全裕度較高，表示在氣動力作用下，結構安全不破壞。

## 六、參考文獻

- [1] Gluck., Breuer, M., Durst, F. Halfmann, A., Rank, E., "Computation of fluid-structure interaction on lightweight structures", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 89, 1351-1368, 2001.
- [2] Andrey A. Aksenov, Kirill A. Iliine, Vladimir V. Shmelev., "Modeling Fluid Structure Interaction for Aerospace Applications.", West-East High Speed Flow Field Conference, Moscow, Russia, November, 2007.
- [3] 卢学成, 叶正寅, 张陈安, "基於 ANSYS/CFX 耦合的機翼顫震分析", 西北工業大學學報, 2009.
- [4] 余傳濬, 王文志, "FlowVision CFD-Abaqus 雙向直接流固耦合進行三維自由射流流體與結構動力互制行為研究", SIMULIA Regional User Meeting, 2014.
- [5] Tahereh Liaghat, Francois Guibault, Bernd Nennemann, Lukas Allenbach., "Two-Way Fluid-Structure Coupling in Vibration and Damping Analysis of an Oscillating Hydrofoil.", ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition Conference, 2014.
- [6] Kuznetsov KV, Shishaeva AS, AA Aksenov, "Investigation of the characteristics of static and dynamic aeroelastic wing aircraft using Simulia Abaqus software systems and FlowVision.", FlowVision publications of interdisciplinary materials, 2016.
- [7] FlowVision Version 3.09.04, "User's Guide", Capvidia, 1999-2014, Leuven, Belgium.
- [8] Abaqus 6.12, "Abaqus/CAE User's Manual", Dassault Systemes Simulia Corp., Providence, RI, USA, 2012.

七、表格

第 n 模態	自然振頻(Hz)
1	4.12
2	15.24
3	16.83
4	35.16
5	40.17
6	57.62
7	60.31
8	64.84
9	69.86
10	77.46

表 1 機翼不含外掛載之自然振頻分析

第 n 模態	自然振頻(Hz)
1	3.54
2	12.03
3	14.02
4	22.45
5	23.64
6	35.67
7	36.98
8	42.15
9	52.47
10	57.43

表 2 機翼含外掛載之自然振頻分析

八、圖

T300/3K Lab Coupon Data					
Use Min		Use Avg		Use Min	
X1t=	85042 psi	E1t=	9.467 msi	$\epsilon$ 1t=	8983 $\mu$ in/in
X1c=	84013 psi	E1c=	8.999 msi	$\epsilon$ 1c=	9398 $\mu$ in/in
X2t=	76763 psi	E2t=	9.530 msi	$\epsilon$ 2t=	8055 $\mu$ in/in
X2c=	67352 psi	E2c=	9.415 msi	$\epsilon$ 2c=	7154 $\mu$ in/in
X12=	12510 psi	G12=	1.15 msi	$\gamma$ 12=	10878 $\mu$ in/in
$\nu$ 12=	0.042				

圖 1 碳纖維材料數據

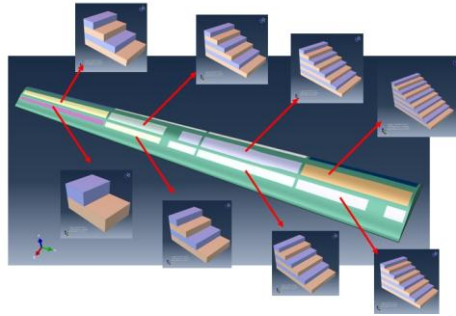


圖 2 上下蒙皮複材疊層分布圖

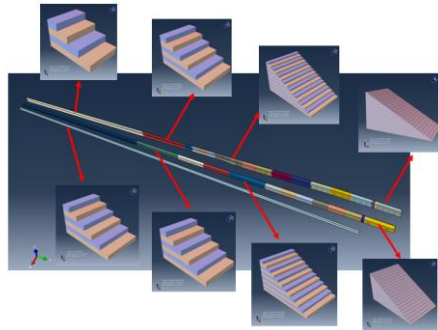


圖 3 前後樑複材疊層分布圖

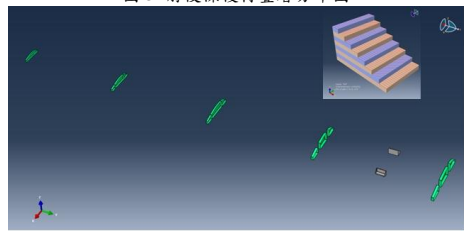


圖 4 翼肋複材疊層分布圖

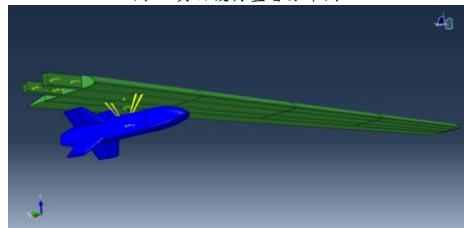


圖 5 機翼外掛載示意圖

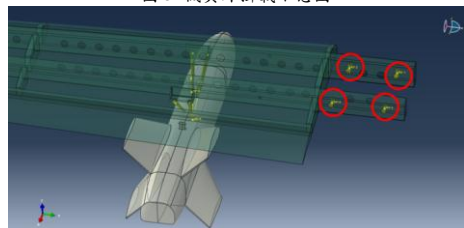


圖 6 機翼結構拘束條件

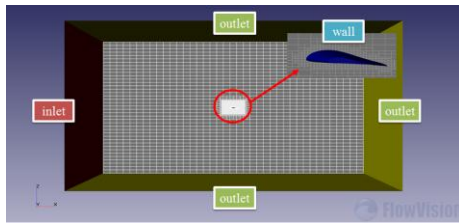


圖 7 流場分析邊界條件

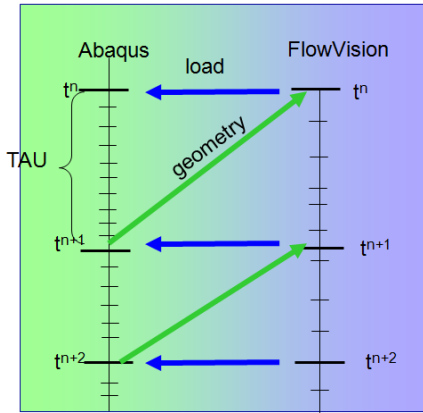


圖 8 Abaqus 及 FlowVision 交叉計算概念圖

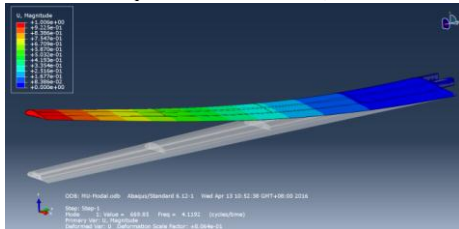


圖 9 機翼不含外掛載之第一振形圖(4.12Hz)

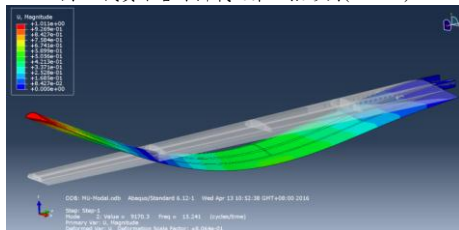


圖 10 機翼不含外掛載之第二振形圖(15.24Hz)

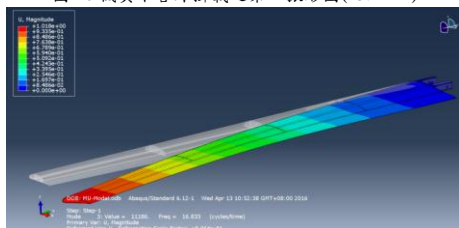


圖 11 機翼不含外掛載之第三振形圖(16.83Hz)

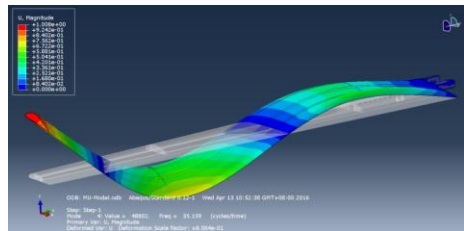


圖 12 機翼不含外掛載之第四振形圖(35.16Hz)

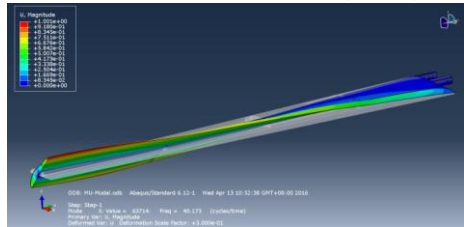


圖 13 機翼不含外掛載之第五振形圖(40.17Hz)

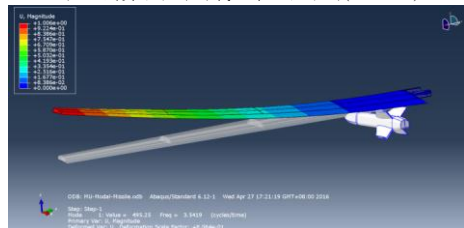


圖 14 機翼含外掛載之第一振形圖(3.54Hz)

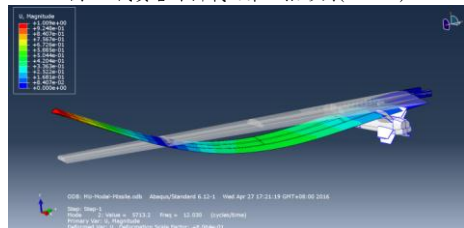


圖 15 機翼含外掛載之第二振形圖(12.03Hz)

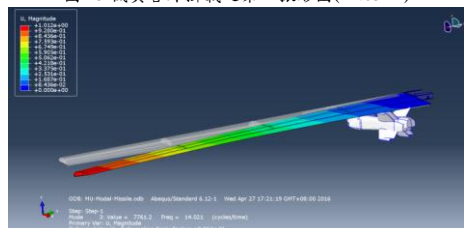


圖 16 機翼含外掛載之第三振形圖(14.02Hz)

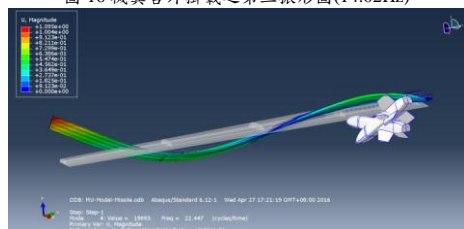


圖 17 機翼含外掛載之第四振形圖(22.45Hz)

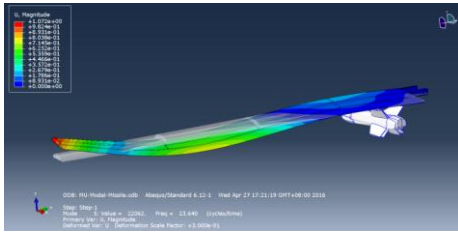


圖 18 機翼含外掛載之第五振形圖(23.64Hz)

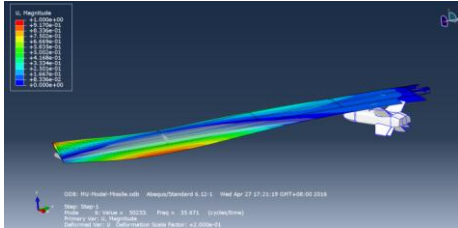


圖 19 機翼含外掛載之第六振形圖(35.67Hz)

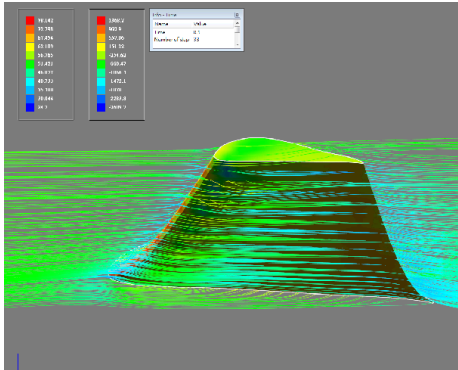


圖 20 機翼流固耦合之變形以及流線分布圖

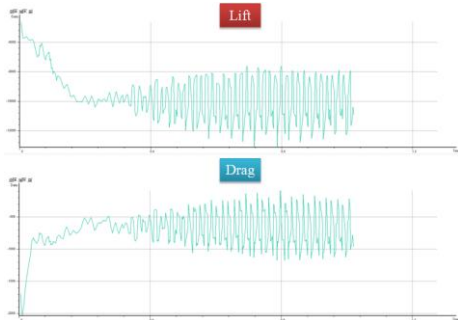


圖 21 流場之氣動升力及阻力歷時曲線

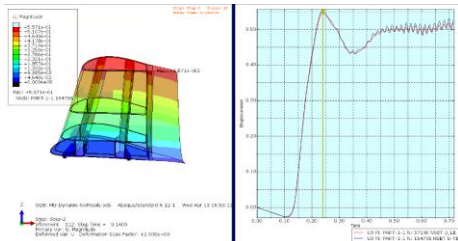


圖 22 機翼不含外掛載之結構變形歷時曲線

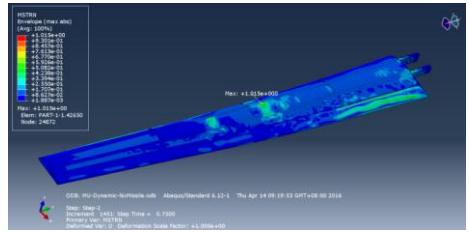


圖 23 機翼不含外掛載結構破壞指標分布圖(MSTRN=1.10)

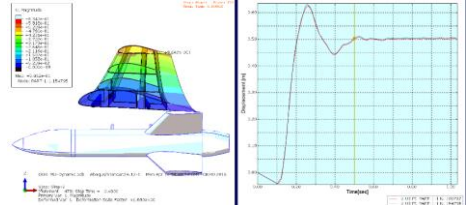


圖 24 機翼含外掛載之結構變形歷時曲線

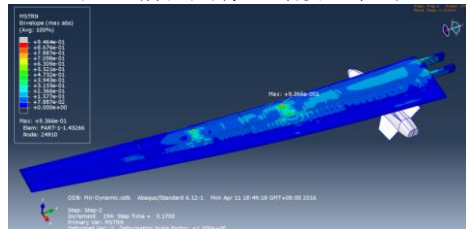


圖 25 機翼含外掛載結構破壞指標分布圖 (MSTRN=0.94)