

## 航空器引擎葉片之鳥擊動態模擬

李政錡、黃峻源、林志謙  
國家中山科學研究院航空研究所

### 摘要

鳥擊是航空器飛行過程中經常發生的現象。航空器引擎受鳥擊時，鳥體被高速吸入，高速旋轉葉片受衝擊後發生斷裂，進而使引擎失效，導致航空載具墜毀或人員傷亡。為了確保引擎受鳥擊後是否能繼續正常運轉，就必須實際進行鳥擊試驗來驗證，然而鳥擊試驗所耗費之工時、設備以及人力成本均較龐大，若在設計開發階段引進鳥擊數值模擬分析能量，能減少試驗測試次數、節省開發成本，並且大幅縮短專案開發期程。

鳥體受到高速衝擊時會產生超大變形，若用傳統Lagrangian計算方法容易造成數值發散問題。為了克服計算發散問題，本文使用Abaqus中SPH模型來模擬鳥體，Lagrange模型來模擬扇葉，兩者間進行流固耦合計算，探討扇葉在轉速分別為3000 RPM、5000 RPM，鳥體速度為494 KPH的情況下，計算引擎扇葉受鳥體撞擊扇葉時的應力以及塑性應變歷時圖。最後，將分析結果提供給設計人員作為設計變更依據。

**關鍵字：**引擎、扇葉、鳥擊、SPH、應力

### ABSTRACT

Bird strike is a major threat to aircraft structures, as a collision with a high speed bird during flight can lead to serious structure damage. Consequently, the aviation authorities require that all forward facing components need to prove a certain level of bird strike resistance in certification tests before they are allowed for operational use. However, real bird test is very time-consuming and costly. Computational methods have been used for the bird-proof design of such structures, being an efficient tool compared to the expensive certification test with real birds.

Impact simulation of a soft body that is highly deformed during the analysis is a major challenge for FEM. Since the conventional solid Lagrangian method needs to reduce time step and use fine meshes to approach excessive deformation, SPH method has more computational efficiency and gains increasing attention for bird strike modeling in recent years. In this paper, we use SPH model to approach the stress analysis of engine fan blades by Abaqus. Results show the influence of bird speed with 494 KPH when the engine rotation speeds are 3000 RPM and 5000 RPM respectively. It allows designer to refine fan structure before the actual fabrication of the prototypes.

Keywords : Engine, Fan, Bird Strike, SPH, Stress

### 一、前言

航空器起飛和降落過程是最容易發生鳥擊的階段，由於航空器飛行速度快，與鳥體高速碰撞時常發生極大的結構損傷，嚴重則會造成失控以及墜毀。鳥擊事件約佔所有外來物損傷(FOD)事件的九成[1]，為影響飛安的重要因素之一。根據美國聯邦航空總署(FAA)的統計[2]，每年因為鳥擊造成損失高達6億美元，自1990年至2008年間，鳥擊導致航空器墜毀事件，已造成200名以上的

人員死亡。

航空器遭受鳥擊時，大多是因為鳥體高速捲入引擎，引擎中高速旋轉的葉片會將其撕裂，撕裂後的碎片會被捲入撞擊其他葉片造成連鎖性的破壞，引擎則因為葉片塑性變形或斷裂造成功能喪失，最後使航空器失去動力而墜毀。由前述可知，鳥擊對航空器有著致命的威脅，但要確保引擎受鳥擊後是否繼續正常運轉，需實際進行鳥擊試驗來驗證。然而，鳥擊試驗所耗費之工時、設備以

及人力成本均較龐大，若在設計開發階段引進鳥擊數值模擬分析能量，能減少試驗測試次數、節省開發成本，並且大幅縮短專案開發期程。

近年來許多研究以數值模擬分析鳥擊，鳥擊分析方法包含了 Lagrangian[3-5]、Arbitrary Lagrangian-Eulerian(ALE)[6-8] 以及 Smooth Particle Hydrodynamic(SPH)[9-11] 等三種數值方法。其中，Lagrangian 法因網格會發生嚴重扭曲造成數值收斂困難，僅能求解較為簡化的物理問題。SPH 法則將鳥體等效為液體，利用液體動力學求解鳥擊時網格產生的嚴重變形，數值收斂性較好。CEL 法則將鳥體及流場空間使用 Eulerian 網格做描述，被撞物則使用 Lagrangian 網格做描述，將兩種網格進行流固耦合運算，數值結果較 SPH 法精準，但運算時間也較長[12]。

因此，考慮到運算時間以及分析模型的複雜性，本文使用 Abaqus[13] 中 SPH 模型來模擬鳥體，Lagrange 模型來模擬扇葉，兩者間進行流固耦合計算，探討扇葉在轉速分別為 3000 RPM、5000 RPM，鳥體速度為 494 KPH 的情況下，計算引擎扇葉受鳥體撞擊扇葉時的應力以及塑性應變歷時圖。最後，將計算出葉片應力及塑性變形歷時提供給設計人員作為設計變更依據。

## 二、引擎扇葉有限元素模型

### 2.1 模型修整及網格劃分

利用電腦輔助設計軟體 CATIA V5 繪製引擎扇葉之三維模型(如圖 1)，其中，扇葉直徑約 1454 mm，葉片厚度為 10 mm。將圖檔轉為 .step 格式後，匯入網格劃分軟體 Hypermesh 進行幾何模型修整(如圖 2)以及網格劃分(如圖 3)，其中，引擎扇葉之葉片區因外形極薄，故以板殼元素進行二維網格鋪設，元素型式為 S4R，元素數量為 17772，元素細長比(Aспект Ratio)最大為 1.67(如圖 4)，其值小於 5 代表網格品質良好；轉盤區則以實體元素進行三維網格鋪設，元素型式為 C3D4，元素數量為 135957，元素細長比最大為 3.7(如圖 5)。綜合以上，引擎扇葉有限元素模型共劃分 50988 個節點，153729 個元素(如圖 6)。

### 2.2 材料性質與分析假設

有限元素模型建立完畢後，將網格模

型以 .inp 格式匯入電腦輔助分析軟體 Abaqus 中，進行後續結構模擬分析。引擎扇葉材料選用鈦合金，其參數如表 1 所示，因葉片受高速撞擊易產生塑性變形，故需考慮材料非線性行為，塑性材料參數如表 2 所示。鳥體幾何外形如圖 7 所示，若將鳥體假設為黏性小的流體材料且不可壓縮，則可以流體之 Us-Up 狀態方程式(EOS)來描述，其中，Us 代表激波速度，Up 代表粒子速度，狀態方程式如下：

$$p = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1-s\eta)^2} \left(1 - \frac{\Gamma_0 \eta}{2}\right) + \Gamma_0 \rho_0 E_m \quad (1)$$

其中， $\rho_0$  代表參考密度， $c_0$  代表波傳速度， $s$  代表 Us-Up 曲線之斜率， $\eta$  代表材料常數，材料參數數值如表 3[14]。

為了模擬出引擎扇葉鳥擊前葉片因旋轉有預張力的現象，需先進行扇葉受離心力負載之靜態分析。因此，鳥擊分析需分成兩個分析步驟，分別為靜態以及動態分析步。第一步先進行靜態分析，假設鳥擊發生時，引擎轉速已達穩定，進行引擎扇葉在轉速 3000 RPM 以及 5000 RPM 離心力下的穩態受力變形計算，第二步則加入鳥體模型並與穩態預張的引擎葉片進行鳥擊動態分析，分析流程如圖 8 所示。

考慮鳥體受到高速衝擊時會產生超大變形，若用傳統 Lagrangian 計算方法容易造成數值發散問題。為了克服計算發散問題，本文使用 Abaqus 中 SPH 模型，將鳥體視為流體、扇葉視為可變形體，考慮鳥擊時的非線性接觸行為，探討扇葉在轉速分別為 3000、5000 RPM，鳥體速度為 494 KPH 的情況下，求解引擎扇葉受鳥體撞擊時的應力及塑性應變歷時圖。

## 三、引擎鳥擊動靜態分析結果

本章節主要探討扇葉在不同轉速下，鳥擊對引擎運轉時的動態影響，結果包含靜態變形量及整體等效應力分佈，動態等效應力及塑性應變歷程，分析計算結果將提供給設計人員作為後續結構優化的依據。

### 3.1 引擎扇葉靜態分析

引擎轉速為 3000 RPM 時，葉片因轉速低，離心力產生的變形量及等效應力較小，形態為拉伸且伴隨著扭轉變形。葉片變形如

圖 9 所示，最大變形量位於葉片尖端處，其值為 6.03 mm。葉片等效應力分佈如圖 10 所示，最大等效應力位於葉片與轉盤搭接處，其值為 318 MPa 並未到達材料降伏強度 841 MPa，結構安全裕度為 1.64。

當引擎轉速提高為 5000 RPM 時，在葉片厚度保持不變的情況下，葉片因轉速較高，離心力產生的變形量及等效應力較大，形態如同低轉速時的拉伸與扭轉耦合變形。葉片變形如圖 11 所示，最大變形量位於葉片尖端處，其值為 11.15 mm，約為低轉速時的 1.8 倍。葉片等效應力分佈如圖 12 所示，最大等效應力位於葉片與轉盤搭接處，其值為 735 MPa 約為低轉速時的 2.3 倍，雖未到達材料降伏強度 841 MPa，但安全裕度已大幅降低至 0.14。

### 3.2 引擎扇葉鳥擊動態分析

引擎轉速 3000 RPM，鳥體撞擊速度為 494 KPH 時，葉片因應力未達到材料降伏強度而無塑性變形發生，葉片塑性應變歷時如圖 13 所示，葉片應力歷時如圖 14 所示，葉片應力峰值由原本 318 MPa 提高為 807 MPa，約為原本未撞擊狀態的 2.5 倍，結構安全裕度由原本 1.64 降低為 0.042，其安全裕度大於 0，表示引擎在此條件下受鳥擊尚可繼續運轉。

當引擎轉速提高至 5000 RPM 時，鳥體撞擊速度為 494 KPH 時，葉片因應力已達到材料降伏強度而發生局部塑性變形，葉片塑性應變歷時如圖 15 所示，其最大塑性應變值為 0.0053，葉片應力歷時如圖 16 所示，葉片應力峰值由原本 735 MPa 提高至 927 MPa，結構安全裕度由原本 0.14 降為 -0.093，其安全裕度值小於 0，表示引擎在此條件下受鳥擊，其葉片有明顯降伏現象發生，且已達材料降伏極限，葉片將有可能斷裂導致性能降低甚至失效。

### 四、結論

本文使用 Abaqus 中 SPH 模型，將鳥體視為流體、扇葉為固體，兩者利用 SPH 模型進行耦合計算，探討扇葉在轉速分別為 3000 RPM、5000 RPM，鳥體速度為 494 KPH 的情況下，計算引擎扇葉受鳥體撞擊扇葉時的應力以及塑性應變歷時圖。由本文的分析結果，可得以下結論：

1. 當鳥擊速度為 494 KPH，葉片轉速為 3000 RPM 時，其應力峰值為 807 MPa，無降伏現象發生，引擎尚可繼續運轉。
2. 當鳥擊速度為 494 KPH，葉片轉速為 5000 RPM 時，其應力峰值為 927 MPa，葉片有明顯降伏發生，且已達材料降伏極限，若引擎繼續運轉，葉片將有斷裂之風險。

### 五、參考文獻

- [1] Meguid SA, Mao RH, Ng TY. FE analysis of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade. *International Journal of Impact Engineering Research*, 2008.
- [2] Dolbeer RA, Wright SE, Weller J, Begier MJ. Wildlife strikes to civil aircraft in the United States 1990–2008. *FAA National Wildlife Strike Database, Serial Report Number 15*, September, 2009.
- [3] Lawson M, Tuley R. Supercomputer simulation of a birdstrike on a turbofan aero engine. *Finite Elem News* 1987;3:10–1.
- [4] Schuette W. Blade behavior during birdstrike. *Science and engineering on supercomputers*. In: *Proceedings of the fifth international conference*, London, UK, October 22–24, 1990. pp. 145–57.
- [5] Niering E. Simulation of bird strikes on turbine engines. *J Eng Gas Turbines Power* 1990;112(4):573–8.
- [6] Frischbier J, Kraus A. Multiple stage turbofan bird ingestion analysis with ALE and SPH methods. In: *17th International symposium on air breathing engines*, Munich, Germany, September 4–9; 2005.
- [7] Jain R, Ramachandra K. Bird impact analysis of pre-stressed fan blades using explicit finite element code. In: *Proceedings of the international gas turbine congress*, Tokyo, Japan, November 2–7; 2003.
- [8] Zammit A, Kim M, Bayandor J. Bird-strike damage tolerance analysis of composite turbofan engines. In: *ICAS 2010, 27th congress of the international council of the aeronautical sciences*, Nice, France, September 19–24; 2010.
- [9] Guida M, Grimaldi A, Marulo F, Meo M, Olivares G. Bird impact on leading

edge wing with SPH formulation. In: 17th International conference on composite materials, ICCM-17, Edinburgh, UK, July 27–31; 2009.

- [10] Letellier A, Bung H, Galon P, Berthillier M. Bird impact on fan blade analysis using smooth particle hydrodynamics coupled with finite elements. In: ASME pressure vessels and piping division, symposium on structures under extreme loading conditions, vol. 351; 1997. pp. 191–5.
- [11] Azevedo RL, Alves M. Numerical simulation of soft-body impact on GFRP laminate composites: mixed SPH-FE and pure SPH approaches. In: da Costa Mattos HS, Alves M, editors. Mechanics of solids in Brazil 2009, ABCM symposium series, Rio de Janeiro; 2009. pp. 15–30.
- [12] Sebastian Heimbs. Computational methods for bird strike simulations: A review. Computers and Structures 89(2011)2093-2112. 2011.
- [13] Abaqus 6.12 User's Manual, Dassault Systèmes, 2012.
- [14] Mr.N.P.Dhake,Dr.M.S.Kadam.Numeric al Simulation of Bird Strike Damage Prediction in Single Piece Windshield. International Journal of Scientific & Engineering Research, 2016.

六、表格

$\rho(\text{kg/m}^3)$	4623
E(MPa)	120660
$\nu$	0.3

表 1 引擎葉片材料參數表

降伏應力 (MPa)	塑性應變 (mm/mm)
841	0
855	0.0003
883	0.0013
896	0.0019

910	0.0031
911	0.0033
924	0.0043
927	0.0053

表 2 塑性材料參數表

Mass(kg)	0.68
C0(m/s)	1480
s	0
Gamma0	0

表 3 鳥體 EOS 材料參數表

七、圖

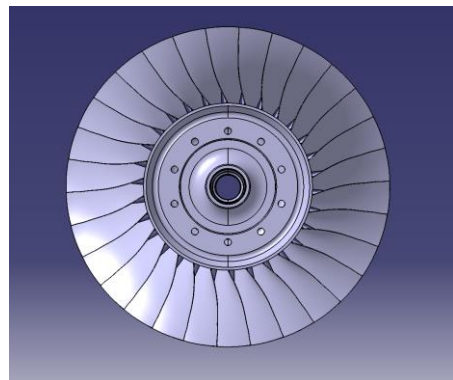


圖 1 引擎扇葉三維 CAD 模型

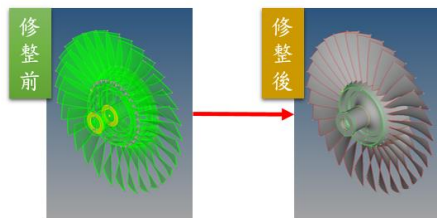


圖 2 利用 Hypermesh 修整扇葉 CAD 模型

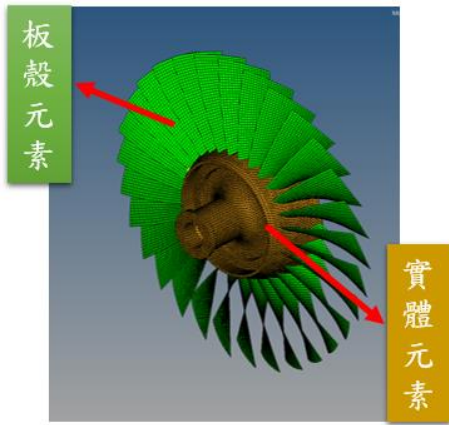


圖 3 利用 Hypermesh 執行網格劃分

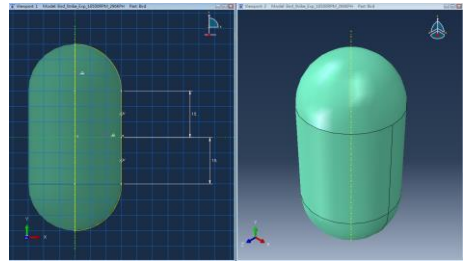


圖 7 鳥體幾何外形



圖 8 鳥擊分析流程圖

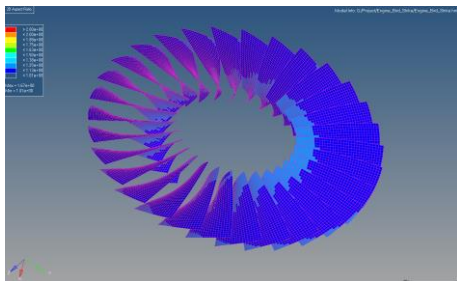


圖 4 葉片網格細長比(Aспект Ratio)分佈圖

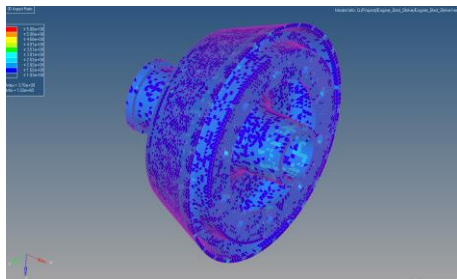


圖 5 轉盤網格細長比(Aспект Ratio)分佈圖

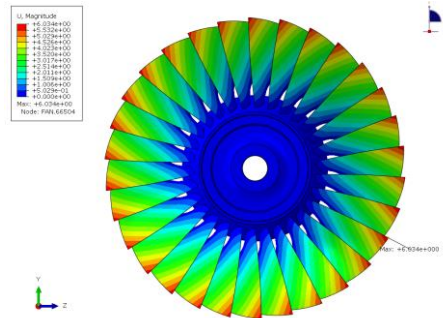


圖 9 葉片靜態變形圖(3000 RPM)

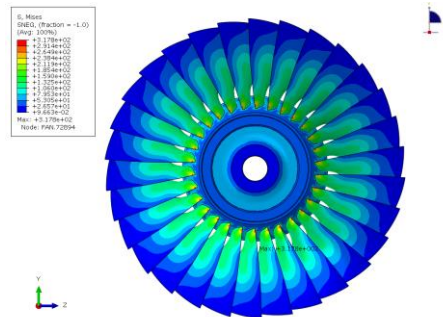


圖 10 葉片應力分佈圖(3000 RPM)

Mesh Statistics				
Summary				
Total number of nodes: 50988				
Total number of elements: 153729				
Details				
By Instance		By Element Type		
Element Type	Element Shape	Geometric Order	Elements	
1	C3D4	tetrahedral	linear	135957
2	S4R	quadrilateral	linear	17772

圖 6 引擎扇葉網格數量

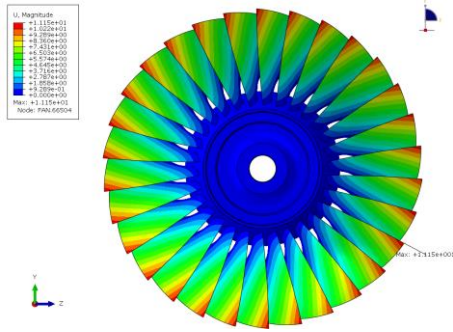


圖 11 葉片靜態變形圖(5000 RPM)

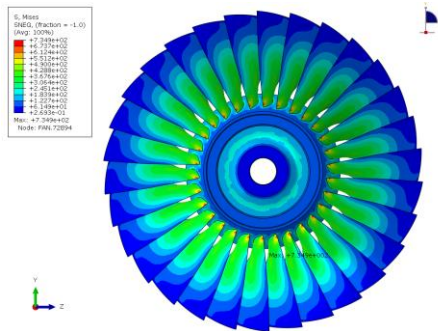


圖 12 葉片應力分布圖(5000 RPM)

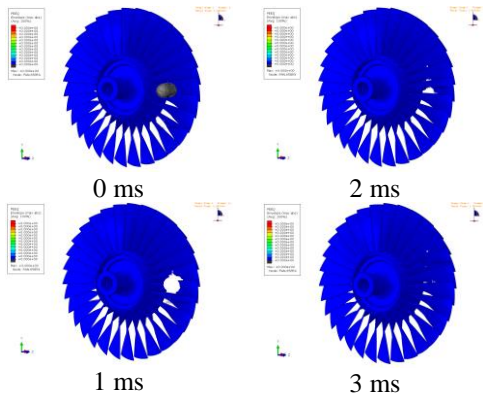
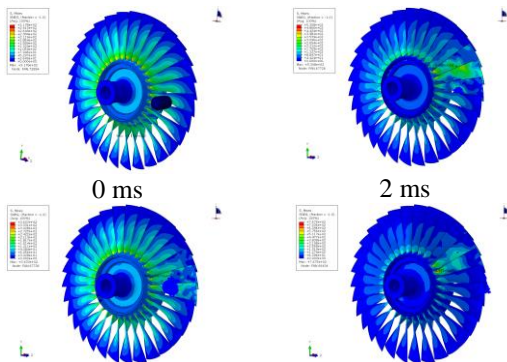
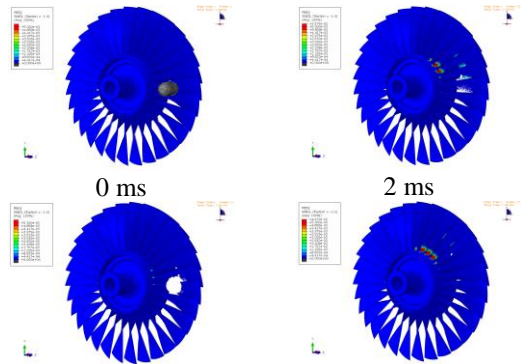


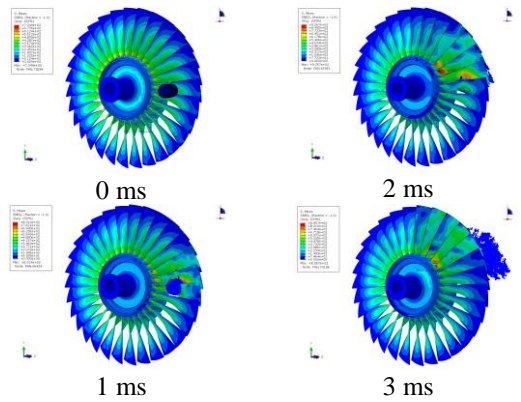
圖 13 葉片塑性應變歷時圖(3000 RPM)



1 ms 3 ms  
圖 14 葉片應力歷時圖(3000 RPM)



1 ms 3 ms  
圖 15 葉片塑性應變歷時圖(5000 RPM)



1 ms 3 ms  
圖 16 葉片應力歷時圖(5000 RPM)