

항공기용 터보 팬 피로수명 최대화를 위한 블레이드 단면 형상 설계

Team 공공학도

#한국항공대학교 김성훈 #한국항공대학교 신용경

지도교수님 : 조성필 교수님



Altair Optimization Contest

Index

01. Introduction

02. Aerodynamic Analysis

03. Structural Analysis

04. Modal Analysis

05. Fatigue

06. Optimization



01. 연구개요

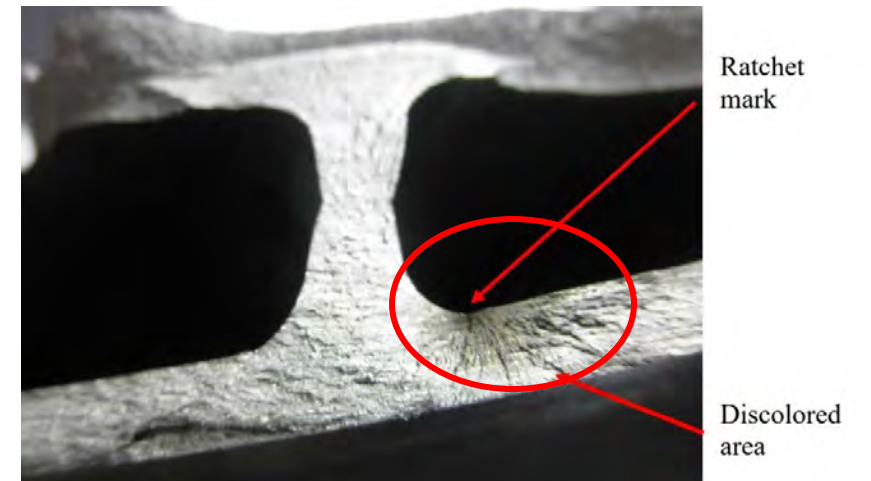
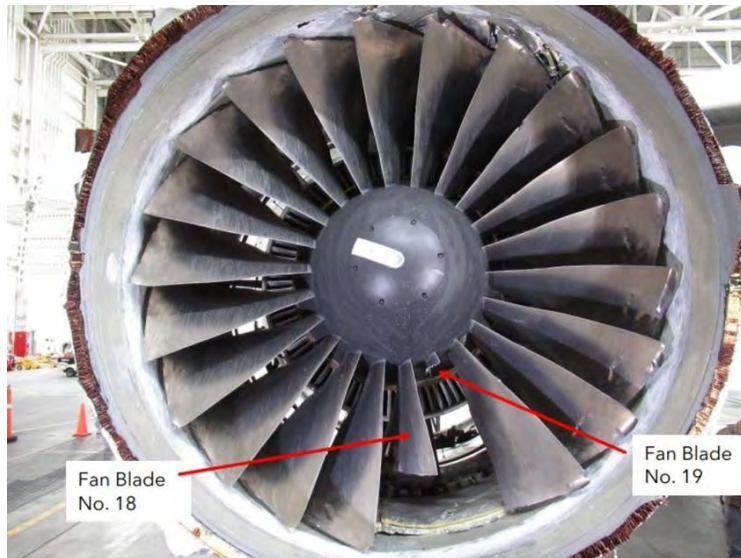
- 연구 배경
- 연구 목표
- 모델링
- 모델 분석



Altair Optimization Contest

Introduction : Background

- 2021년 2월 20일 덴버 국제공항에서 출발한 유나이티드 항공 328편에서 **FBO(Fan Blade Out)** 발생
- 사고 원인 분석 결과 : **Fan Blade의 피로 파손** (참고 : [NTSB Final Report](#))
- 내부 블레이드 형상의 국지적인 좁은 반경에서 균열 시작 -> 30% 응력 증가 -> 50% 피로수명 감소



경량화된 모델에서 응력집중부 해결과 높은 피로수명을 갖도록 하는 중공구조가 요구됨.



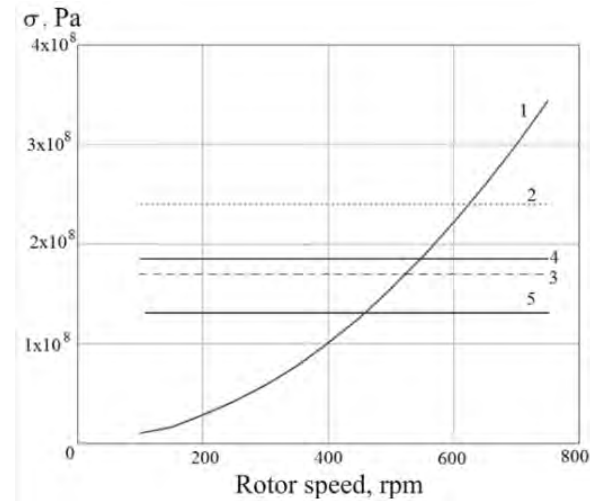
Introduction : Background

- 민항기용에서 주로 사용되는 모델로, 승객의 안전성을 보장하기 위한 강성 보장 필요
- 터보제트에 비해 높은 힘을 낼 수 있지만, 그만큼의 원주응력을 견디기 위한 ROOT부 쪽의 강성 보장 필요
- 4000RPM 까지 가속할 때, 높아지는 응력을 버티기 위한 강성 보장 필요



- FINTECH 기술 시장 보고서 中

<터보팬 항공기의 수요 증가>



- Maximum stresses in blade versus rotor speed

<RPM - σ Diagram>

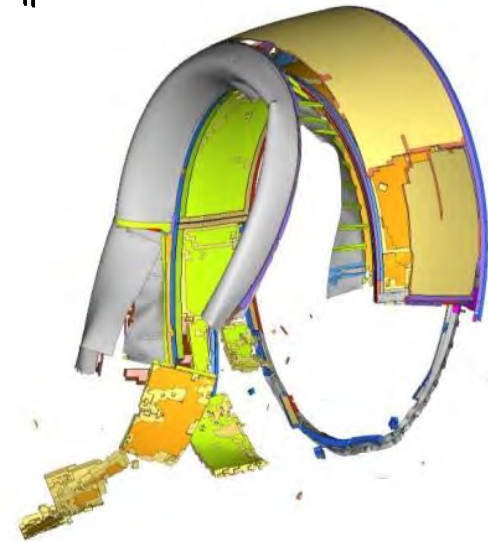
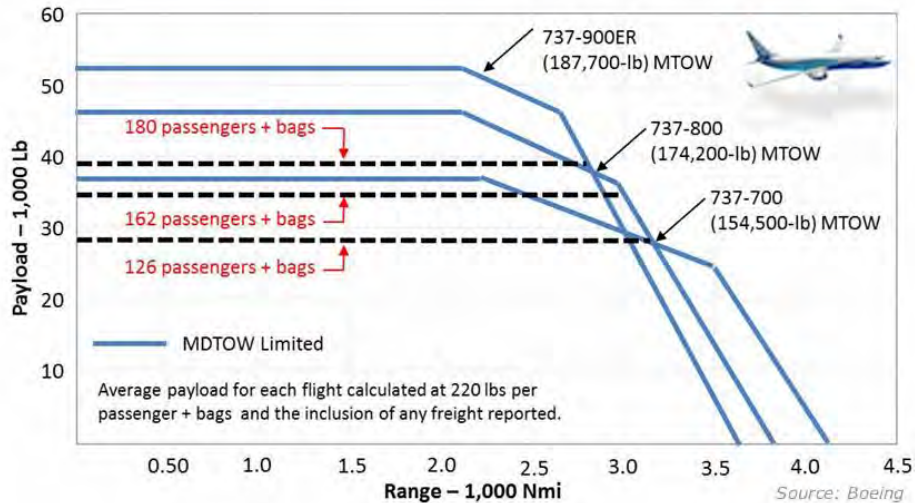


높아지는 수요와 기술력에 따라, 확실한 강성 보장이 필요함



Introduction : Background

- 항공기의 연비를 유지하며 항속거리를 증대하기 위해서는 전 부품에 대한 경량화가 필요
- 엔진 대비 팬 블레이드가 차지하는 중량은 10 - 20%
- 무게에 관한 과설계로 인해 강성이나 피로수명이 낮아질 가능성 존재



- NDI Process Failures Preceded B777 PW4077 Engine FBO - Aerossurance

<기종의 무게가 가벼워질수록, 항속거리 증가>

<운영 시뮬레이션 中 과경량화로 인한 파괴>



강성을 보장 후, 최대 경량화된 블레이드가 요구됨



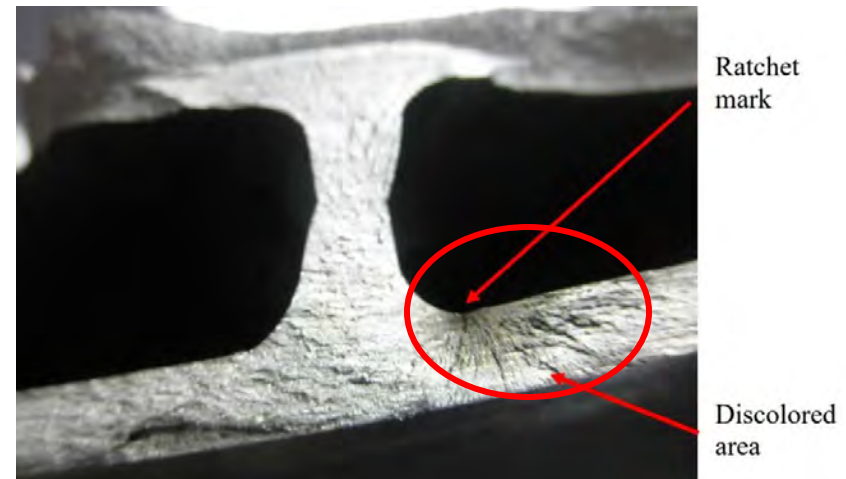
Altair Optimization Contest

Introduction : Background

- 경량화에 따른 H-Shaped 기반의 중공구조의 최소 피로수명을 보장 필요
- PW-4000계열의 엔진의 경우 5,000 – 10,000 cycle을 보장
- 실제, 21년 2월 출발한 유나이티드 항공 328편의 FBO는 3,150 cycle에서 PW- 4000 blade 파단

Trent engines is that its fan blades are also life-limited. The blades have a life limit of 10,000EFC in the case of the Trent 500, and 20,000EFC in the case of the Trent 700, and so have to be monitored.

- LLP management for widebody engines (MAINTENANCE & ENGINEERING)



응력집중부 완화 & 높은 피로 수명이 요구됨



Altair Optimization Contest

Introduction : Research Objective

- ➔ 높아지는 수요와 기술력에 따라, 확실한 강성 보장이 요구됨
- ➔ 강성을 보장 후, 최대 경량화된 블레이드가 요구됨
- ➔ 응력집중부 완화 & 높은 피로 수명이 요구됨

+ 특히 PW-4000계열의 엔진의 경우 5,000 – 10,000 cycle을 보장해야 함



강성과 피로수명이 보장된 모델에서 최대 경량화를 위한 중공구조 단면 형상 최적화



Flow Chart

사용 모델

- 유동해석 : Simlab > Acusolve
- 구조내구성능 및 피로 : Simlab > Optistruct
- 모달해석 : Simsolid & Hypermesh (HyperGraph)
- 최적화 : HyperStudy

Verification



- CFD (Drag Force)

- Modal Analysis
(Campbell diagram)

Optimization

Automation



- 3D CAD Modeling
- Create Design Parameter

- Non-Linear Static
- Quasi-Static Fatigue

- Create DOE Model
- Design Variables Optimization

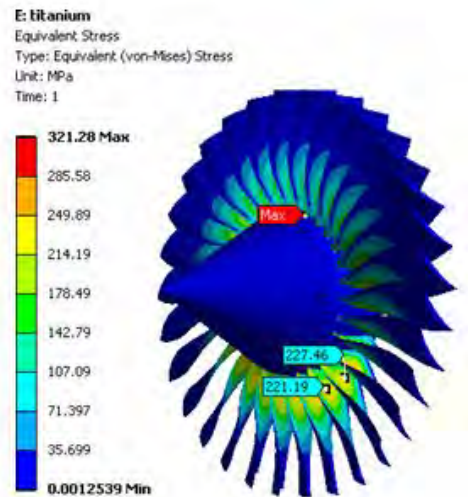


Altair Optimization Contest

Flow Chart : Verification



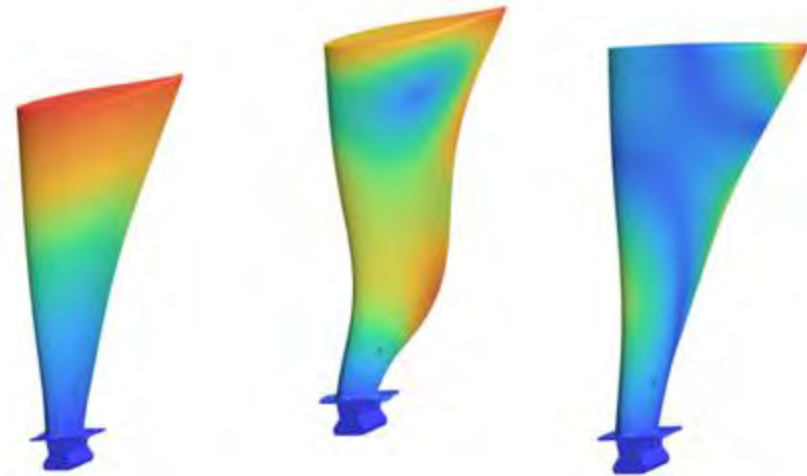
CFD (Drag Force)



- 유입유동에 의한 항력이 구조해석에 유의미한 힘인지 검증
⇒ Acusolve 기반 압력 & 마찰항력 해석



Modal Analysis



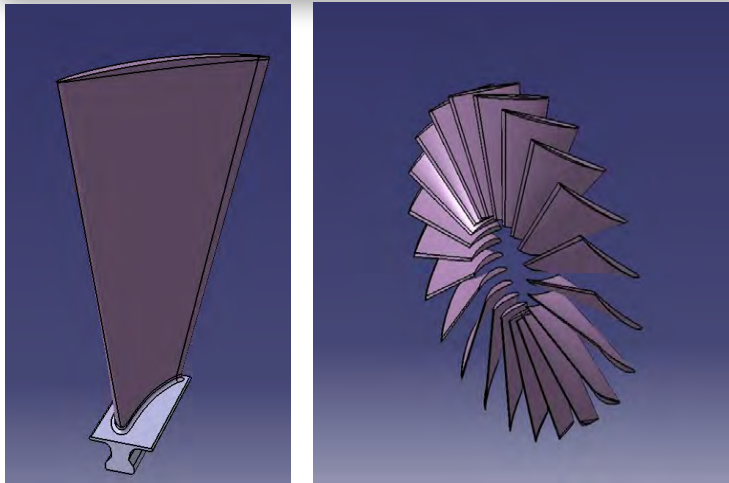
- 운용속도에서의 critical region 검증
⇒ Simsolid & HyperWorks 기반으로 Campbell Diagram 작성



Altair Optimization Contest

Flow Chart : Optimization

Referenced Blade Modeling



- Reference model 참조한 modeling
- Design Parameters
: Rib 개수, 공동부(Cavity) 면적 또는 형상

초기 Blade 해석 & Design Parameter

▪ find	Length, Interval, Thickness, Root Width, Tip Width, Fillet
▪ Subject to	$17\text{mm} \leq \text{Length} \leq 20.5\text{mm}$ $3\text{mm} \leq \text{Interval} \leq 4.5\text{mm}$ $3\text{mm} \leq \text{Thickness} \leq 4.5\text{mm}$ $97.5\text{mm} \leq \text{Tip Width} \leq 103\text{mm}$ $57.5\text{mm} \leq \text{Root Width} \leq 61.5\text{mm}$ $1\text{mm} \leq \text{Fillet} \leq 5\text{mm}$
▪ Object	Min_Fatigue Life ≥ 1 , Minimized Mass

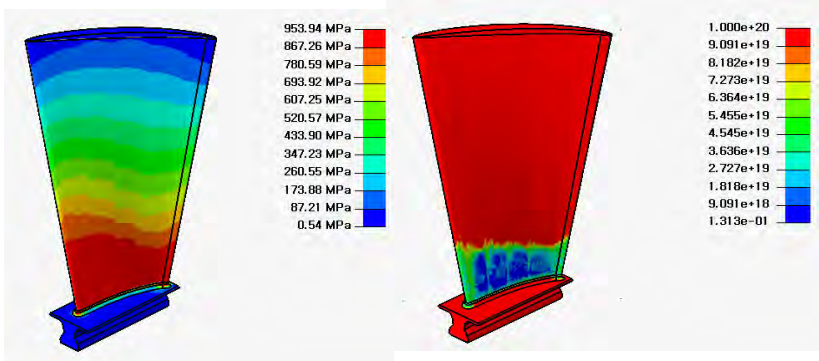
- 최적화 요인 추출을 위한 초기 Blade 해석
- 강성과 무게를 보장하기 위한 수준의 상·하한치 설정



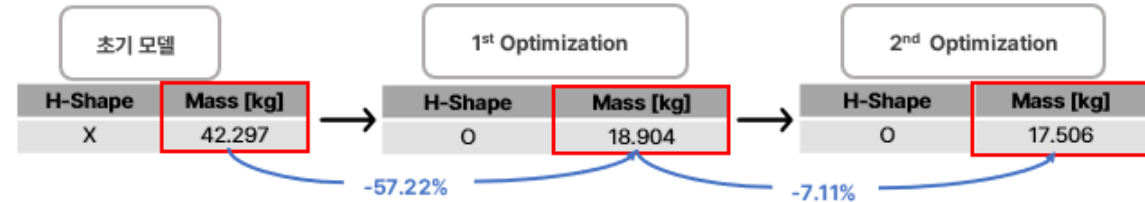
Flow Chart : Optimization

Structural Analysis

Optimization



- 10,000 cycle를 넘는 blade를 설계하기 위한 피로해석 및 자동화 스크립트 녹화



- 최종적으로 -58.61% 경량화 진행
- Min_Fatigue Life : 1.008 ≥ 1 로 목표 성립

- 자동화 스크립트를 통해 자동으로 doe 실행 후 fit 모델을 이용하여 목표로 하는 최적 parameter 선정



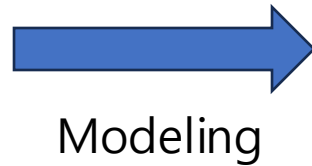
Altair Optimization Contest

Reference Model : B777 - PW4000

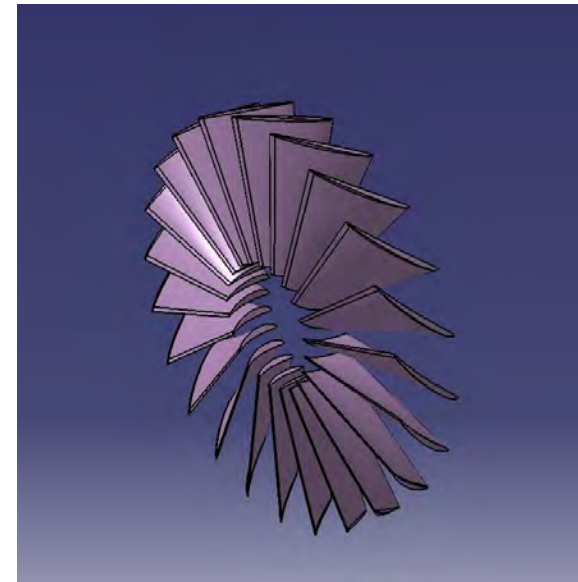
- PW4000 112-inch Engine Fan Blade
- Material : Titanium alloy
- Structure : Hollow core airfoil (A pattern of cavities separated by spanwise and chordwise ribs)



PW – 4000 Model



Modeling

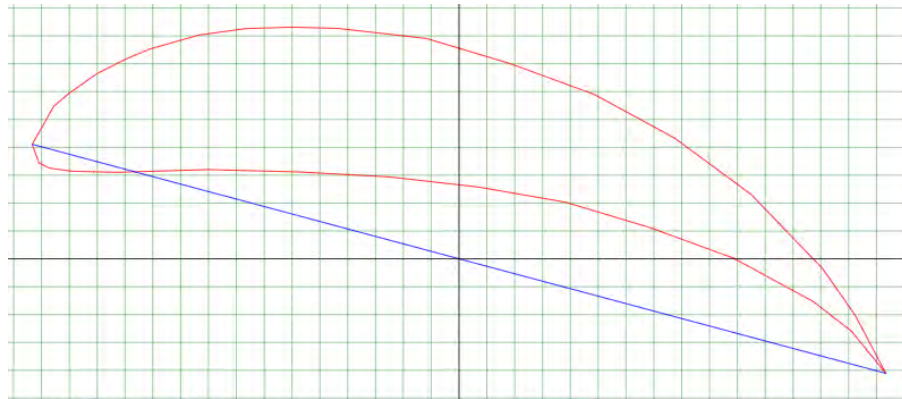




Reference Model : B777 - PW4000

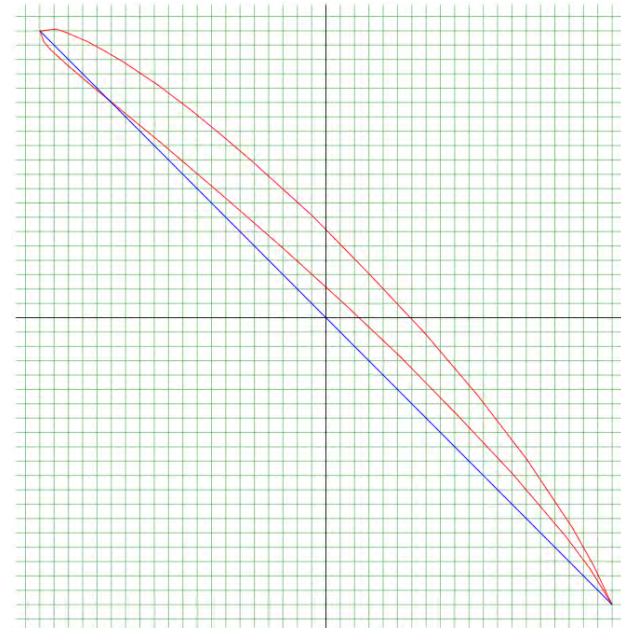
- PW4000 Fan Blade Airfoil Spec

Root



Name = EPPLER 59 AIRFOIL
Chord = 317.5mm Radius = 0mm Thickness = 300% Origin = 50% Pitch = 15°

Tip

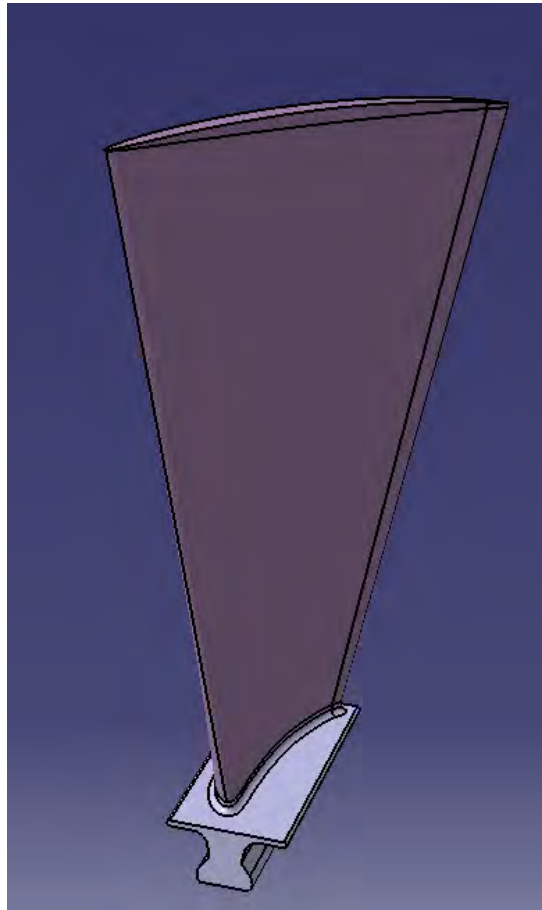


Name = EPPLER 59 AIRFOIL
Chord = 565.15mm Radius = 0mm Thickness = 100% Origin = 50% Pitch = 45°

	Thickness	Chord Length	Twisted Angle
Root	250 %	317.5 mm	15 °
Tip	100 %	565.2 mm	45 °



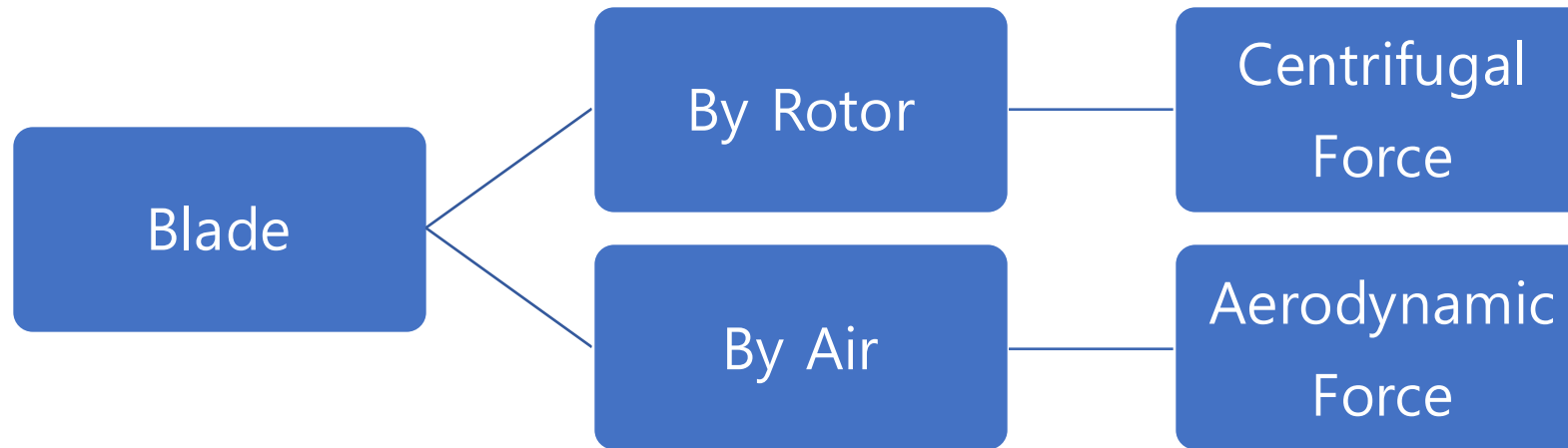
Modeling



Blade Length	1028.7 mm
Cross-section airfoil chord length	317.5 ~ 565.2 mm
Fan Diameter	2400 mm
Rotation Speed	415 <i>rad/s</i>
Material	Titanium alloy (6% Vanadium, 4% Al)
Density	4430 <i>kg/m³</i>
Blade Weight	42.2615
Root Type	Dover tail



Model Analysis : Forces acting on the Blade



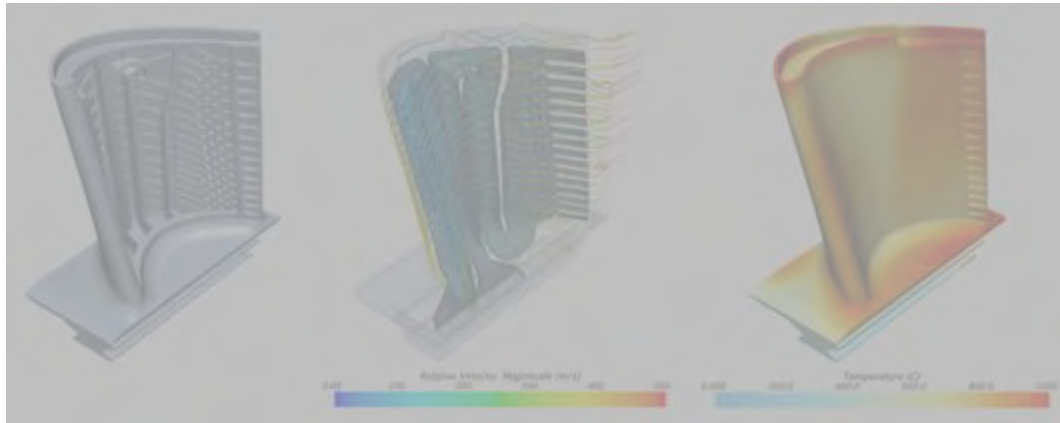
- Blade에 작용하는 힘은 크게 로터에 의한 원주응력을 일으키는 회전력과 공기에 의한 항력, 중력이 존재
- 중력에 의한 효과는 무시하며, 양력에 의한 효과는 관련 연구를 참고하여 고려하지 않았다.





Capstone Design

Aerodynamic Analysis



02. 유동해석

- 유동해석 개요
- 모델링 (Cruise Flight)
- 해석결과
- 결과분석



Capstone Design

Aerodynamic Analysis

- 유동해석(CFD) 개요

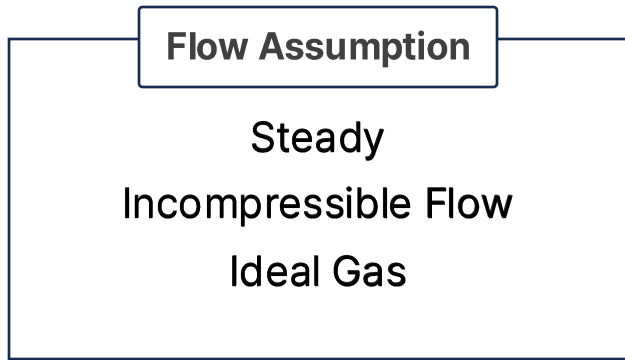
: 10km의 순항고도 위, max velocity를 가정한 상황에서 유입 유동에 의한 축방향의 공기에 의한 힘과 구조체 응력 분석



10km 상공에 맞는 공기 물성치와 Cruise Flight 유동상황 정의 필요



이상기체 방정식을 활용해 순항고도에서의 대기압 & 밀도 정의

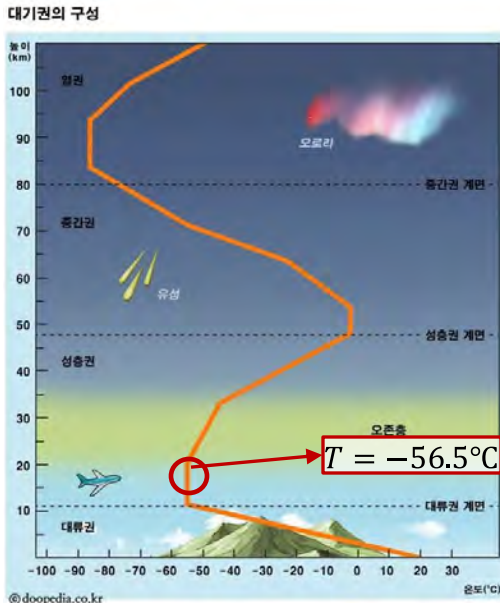


$$dF = gdm = \rho g dV = -\rho g A dy, \quad dP = \frac{dF}{A} = -\rho g dy$$

$$PV = nRT = \left(\frac{w}{M}\right) RT \rightarrow \rho = \frac{w}{V} = \frac{MP}{RT} = \left(\frac{M}{RT}\right) P, \quad w \text{ 는 기체의 총 질량}$$

$$dP = -\rho g dy = -\frac{Mg}{RT} P dy, \quad R = N_A k_B, \quad M = N_A m, \quad m \text{ 은 분자량}$$

$$\int_{P_0}^{P(y)} \frac{dP}{P} = \int_0^y \left(-\frac{Mg}{RT}\right) dy \rightarrow \ln\left(\frac{P}{P_0}\right) = -\left(\frac{Mg}{RT}\right)y \rightarrow \therefore P = P_0 e^{-\frac{Mg}{RT}y}$$



$$\rho = \frac{P}{R_{specific} T} = 0.365 \text{ kg/m}^3$$



정의한 밀도, 점성 기반으로 물성치 작성

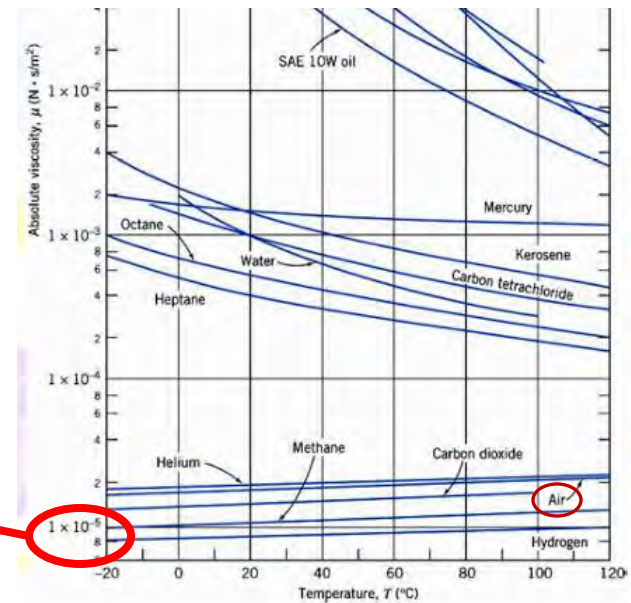
Name	Air_aoc
Material ID	1
Category	Fluid
Class	Fluid
Model	Basic

Name	Value	Table
Fluid Properties		
Density		
Type	Constant	
Density	0.365 kg/m3	none
Isothermal Compressibility	0.0	
Specific Heat	1005 J/(kg*K)	none
Latent Heat Effect	None	
Viscosity		
Type	Constant	
Viscosity	.781e-05 N*s/m2	none
Conductivity		
Radiation		
Radiation Effect	<input type="checkbox"/> False	

Description:

$$\rho = \frac{P}{R_{specific} T} = 0.365 \text{ kg/m}^3$$

점성계수 : 온도만의 함수 $\mu = \mu(T)$





Flight Condition

Boeing 777

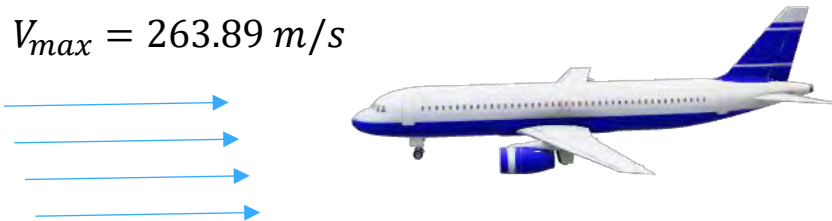
Cruising Altitude : 11,000 m

Cruise Speed : 950 km/h

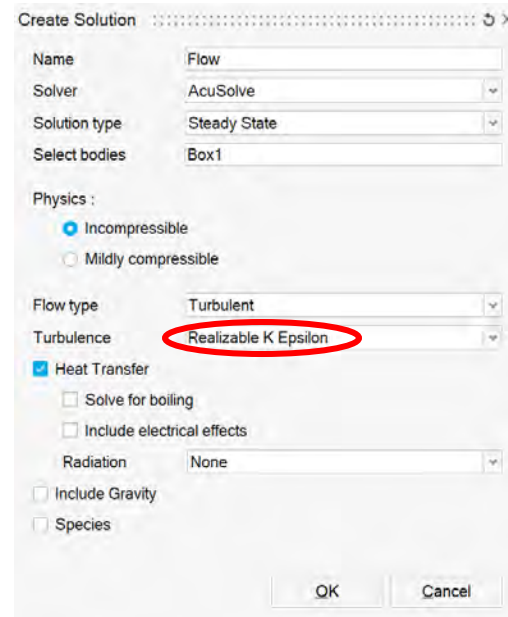
Turbulent Intensity : 5%

Hydraulic Diameter : 0.113m

$$V_{max} = 263.89 \text{ m/s}$$



Apply the Turbulence Effect



계산 효율성과 안정성이 중요하고,
벽면 근처 유동 예측(압력분포)을
위해 난류모델로

Realizable k-epsilon model로
선택

Turbulence Kinetic Energy :

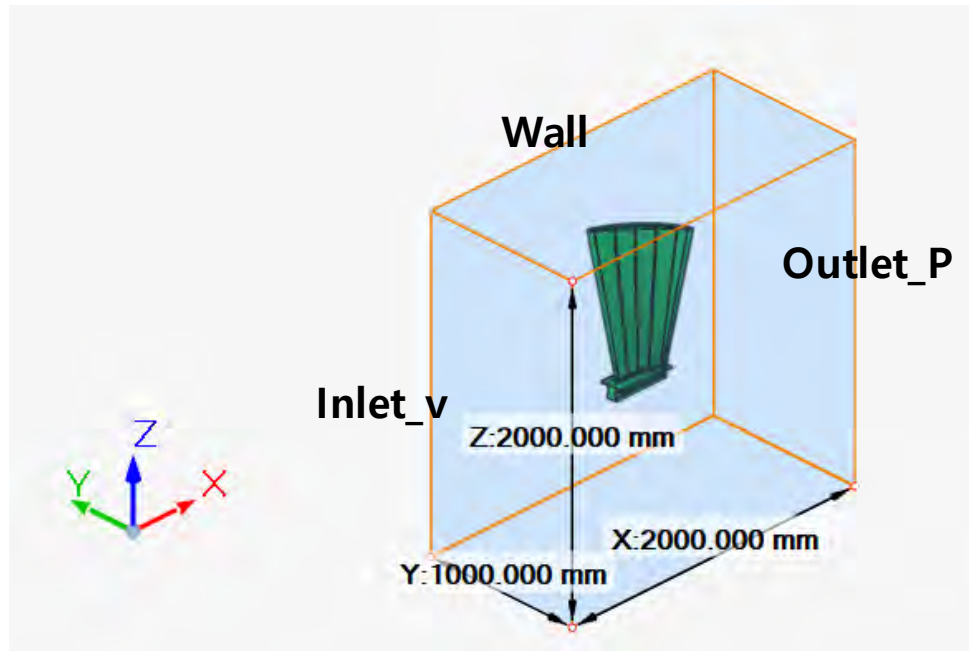
$$k \approx \frac{3}{2} (I \times V_{max})^2 = \frac{3}{2} (0.05 \times 263.89)^2 = 273.4 \text{ m}^2/\text{s}^2$$

Turbulence dissipation :

$$\epsilon = \frac{C_\mu^{\frac{4}{3}} k^{\frac{3}{2}}}{l} = 2,322.87 \text{ m}^2/\text{s}^3$$



Flow field Definition & Boundary Conditions



- Blade에 작용하는 압력분포를 보기 위함으로 가로, 세로, 높이 2000mm, 1000mm, 2000mm인 Flow field 생성
- Flow field의 벽면은 Wall이 아닌 주기성을 갖는 외부 유동으로 취급하여 slip
- Inlet은 Velocity inlet ($v = 263.89\text{m/s}$)
- Outlet은 Pressure outlet ($P = 0\text{ kPa}$ (계기))



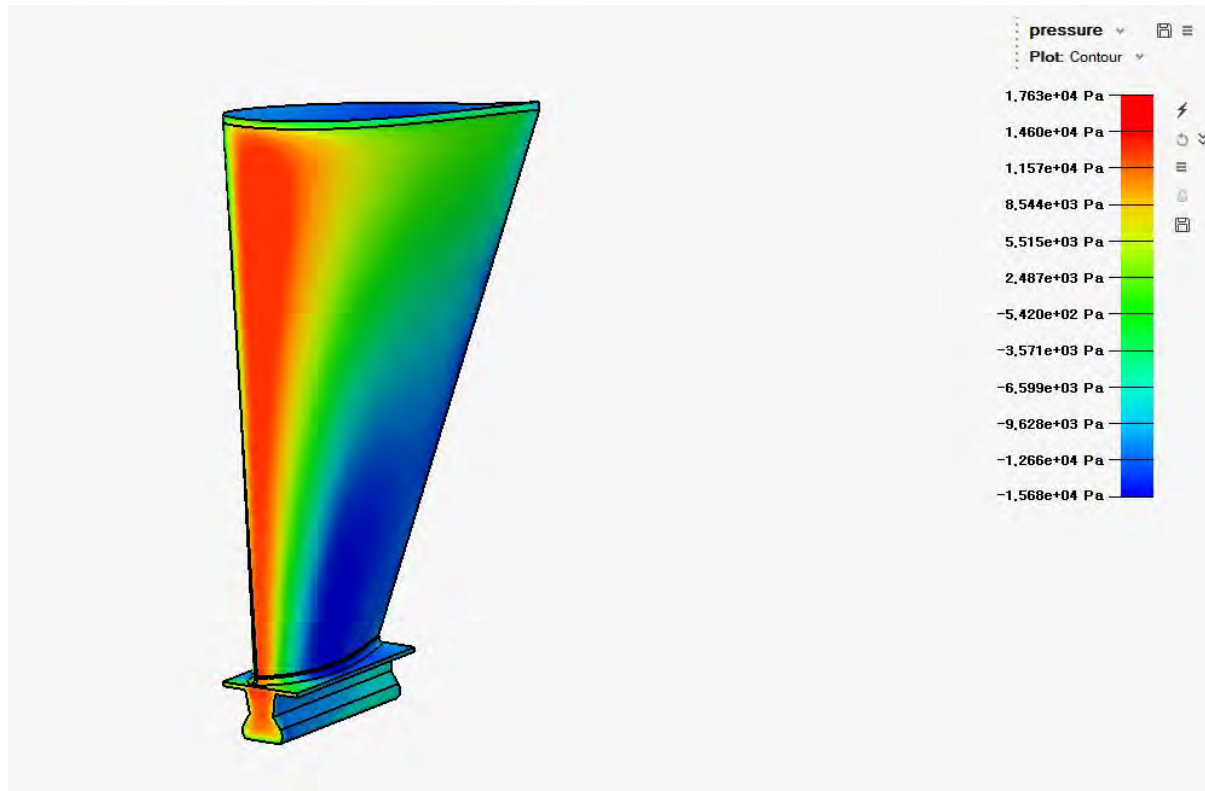
Altair Optimization Contest

CFD : Acusolve

Assumption

- 정면도면적에 전체 압력차가 작용한다고 가정
- Root부 제외한 Blade만을 해석

Pressure Distribution



Pressure Distribution

$$P_{Inlet} = 17.63 \text{ kPa}$$

$$P_{Outlet} = -15.68 \text{ kPa}$$

$$\Delta P = 33.31 \text{ kPa}$$

Pressure Drag Force

$$A_{front} \approx 0.041 \text{ m}^2$$

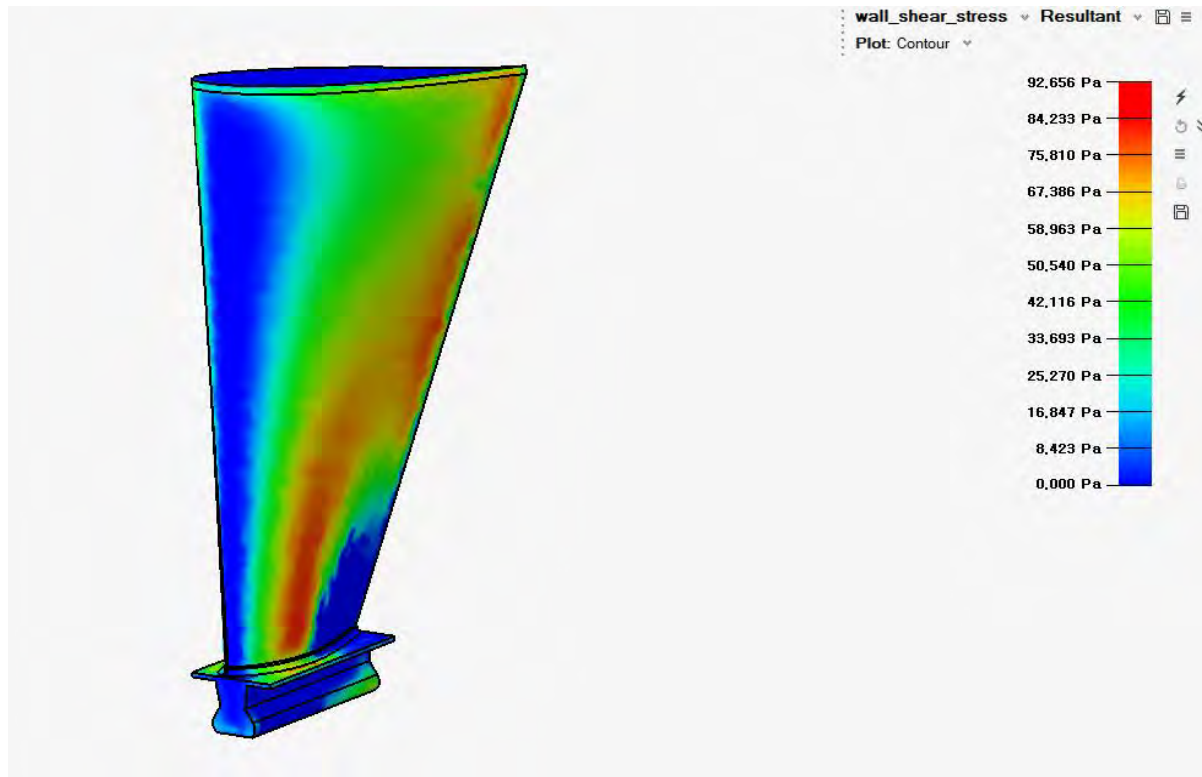
$$F_{pressure} = \Delta P \cdot A_{front} = 1.36 \text{ kN}$$



Assumption

- Blade면에 축방향으로 전단응력이 작용한다고 가정
- 티타늄 합금의 금속 표면조도의 효과는 매우 낮으므로 매끄러운 표면 가정

Wall Shear Stress Distribution



▪ Wall Shear Stress Distribution

$$\tau_{max} = 0.0927 \text{ kPa}$$

$$A_{\tau} = 0.338m^2 + 0.353m^2 = 0.69m^2$$

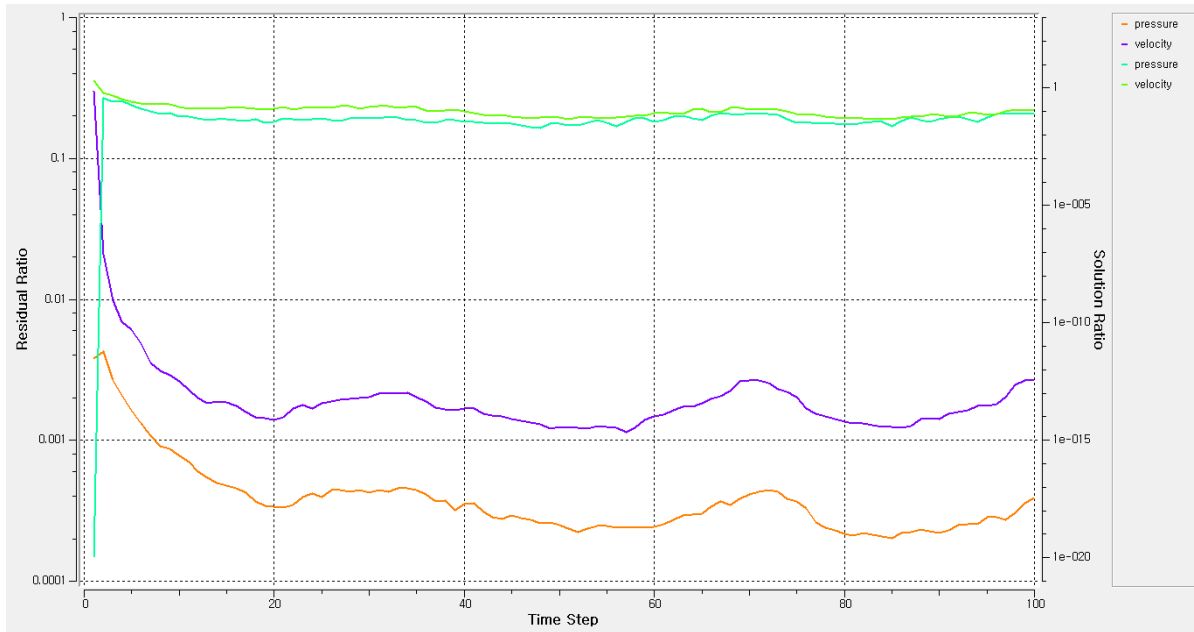
$$F_{friction} = \tau \cdot A_{\tau} = 64 \text{ N}$$

▪ Comparison with Pressure Drag Force

$$\frac{F_{friction}}{F_{pressure}} \approx 10^{-2} : \text{Negligible}$$



Convergence



- 시간에 따라 잔차(Residual)는 감소하며 **해의 수렴성을 보장**
- 초기 & 경계조건을 고려한 **녹색의 압력 속도 그래프** 또한 일정한 값으로 수렴



Altair Optimization Contest

Aerodynamic Analysis : Result

Axial Direction Drag Force

$$F_D = F_{Pressure} + F_{friction} = 1.43 \text{ kN}$$

⇒ ROOT부에 최대 굽힘 응력이 발생

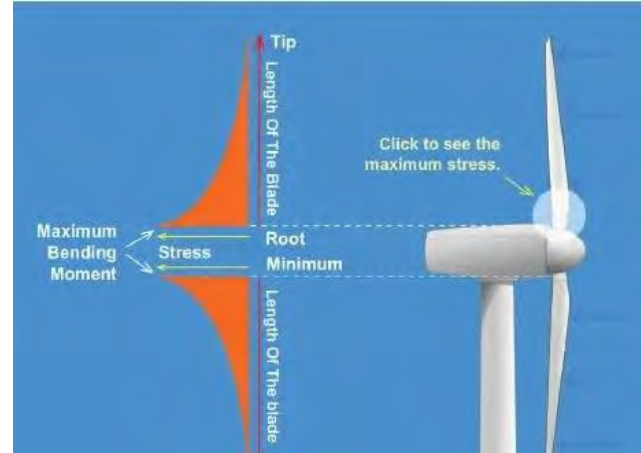
$$\sigma_{max} = \frac{M_{max} * y}{I}$$

$$\Rightarrow M_{max} = 1430 \text{ N} \cdot \text{m}$$

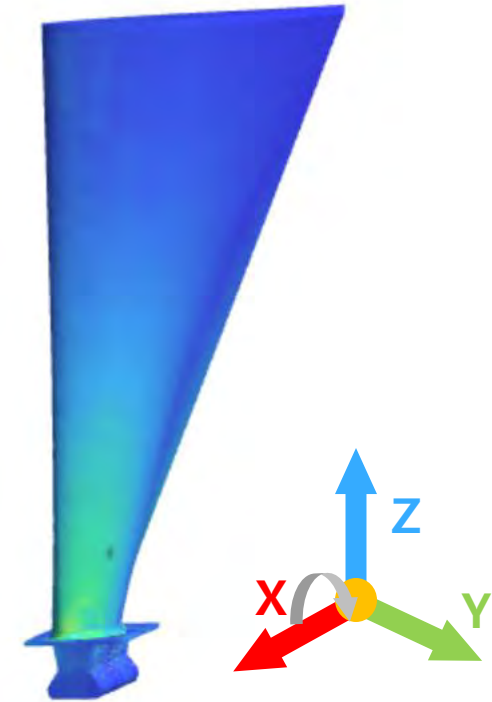
$$y = 160 \text{ mm}, \quad I = 3.3 \cdot 10^{-3} \text{ m}^4$$

$$\therefore \sigma_{max} \approx 69.34 \text{ kPa}$$

$$\sigma_{Aero} \leq 69.34 \text{ kPa}$$

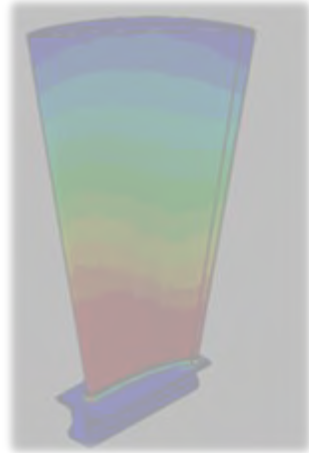
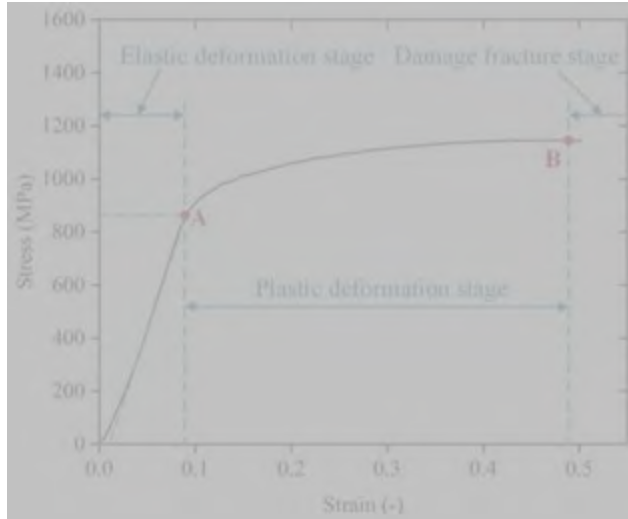


[Wind Turbine Blade Forces - Windmills Tech](#)



$$\therefore \frac{\sigma_{Aero}}{\sigma_{cf}} \approx 10^{-5} \Rightarrow \text{Negligible*}$$

* Choi M., Aerodynamics of a Tandem-Bladed Axial Compressor Rotor under Circumferential Distortion at Different Rotational Speeds, 2011, ASME Journal of Turbomachinery



03. 구조해석

- 구조해석 개요
- 경량화를 위한 H-Shape modeling
- 비선형 정적 해석 조건 & 물성치
- 비선형 구조 해석 & 결과 분석



Capstone Design

Structural Analysis

- 구조해석 개요

: 일정한 4,000RPM을 가정한 상황에서 영향이 가장 큰 원주 응력에 의한 구조체 응력 및 항복 여부
분석

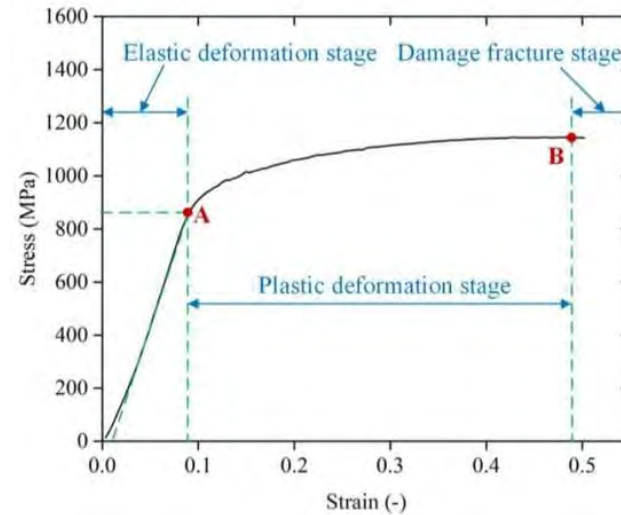
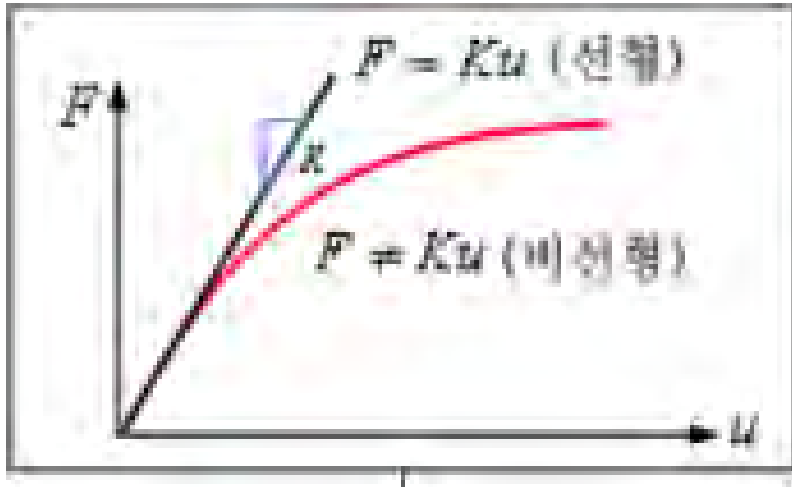


정확한 해석을 위한 비선형 재료 및 경량화 된 모델링 필요



Altair Optimization Contest

Non-Linear Analysis



- Linear analysis의 경우 Yield strength를 넘은 Plastic 구간에서도 선형으로 해석하기에 부정확
- Blade의 물성치인 Ti-6Al-4V의 같은 합금의 경우 선형이 아닌 비선형 그래프이기에 오차가 발생 가능
- 항공기 사고가 날 경우 매우 큰 인명 피해를 초래하기 때문에 매우 정확한 해석이 필요

⇒ 정확한 해석을 위해선 Non-Linear Analysis필요하며 이를 위해 물성치의 S-S Curve를 알 필요가 있다.



Ramberg Osgood Equation

- 금속 재료의 Stress와 Strain 사이 비선형성을 나타내기 위한 이론
- 탄성계수, 항복강도, 극한강도, 연신률을 통해 Stress-Strain Curve plot

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + K \left(\frac{\sigma}{F_{ty}} \right)^n \quad \xrightarrow{\text{0.2\% offset 가정 시, } K=0.002} \quad \varepsilon = \frac{\sigma}{E} + 0.002 \left(\frac{\sigma}{F_{ty}} \right)^n$$

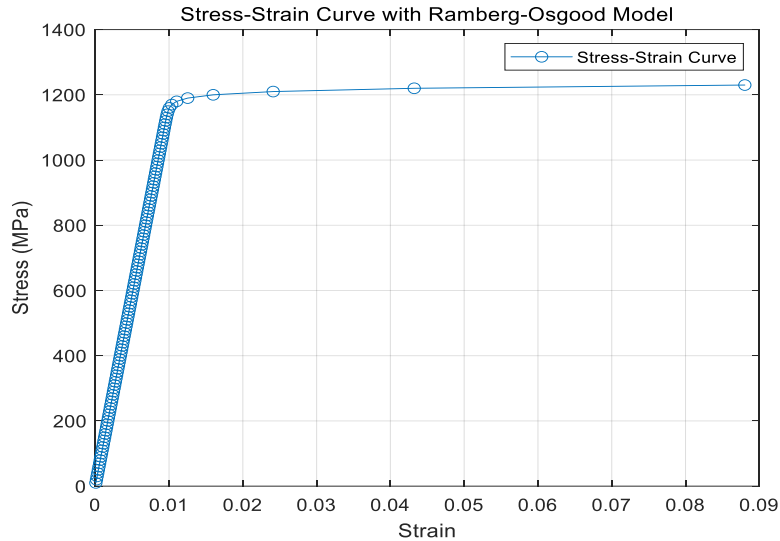
$$n = \frac{\ln\left(\frac{\varepsilon_{us}}{0.2}\right)}{\ln\left(\frac{F_{tu}}{F_{ty}}\right)} \quad \text{where } \varepsilon_{us} = 100\left(\varepsilon_r - \frac{F_{tu}}{E}\right)$$

- E=113.8 GPa, Tensile Ultimate Strength(F_{tu})=1236 MPa, Tensile Yield Strength(F_{ty})=1188 MPa , Elongation(ε_r)=0.14
- 위의 물성치는 Altair Material 사이트 참조

Mechanical Properties - Axial Loading	
Density	4.43E-9 Mg/mm ³
Young's Modulus	1.174E5 MPa
Yield strength	1188 MPa
Ultimate Tensile Strength	1236 MPa



Altair Optimization Contest Properties

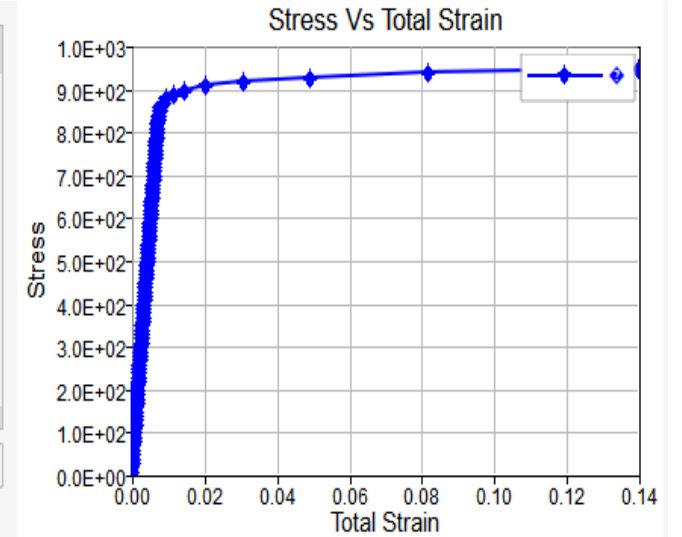


<S-S Curve >



	Stress (MPa)	Total Strain
1	0	0
2	10	8.16e-05
3	20	0.000169595782
4	30	0.000257557118
5	40	0.000345518453
6	50	0.000433479789
7	60	0.000521441125
8	70	0.00060940246

<FldTable1>



- Ramberg-Osgood 방정식을 통해 Matlab으로 s-s curve Plot한 후 Simlab에 대입

Common Properties

Density 4.43e-06 kg/mm3 none

Mechanical Properties

▣ Elastic

Youngs_modulus 117400 MPa none

Poissons_ratio 0.3 none

Shear_modulus none

Thermal_Expansion 0 /C none

Reference_Temperature 20 C

Damping_coefficient

▣ Plastic

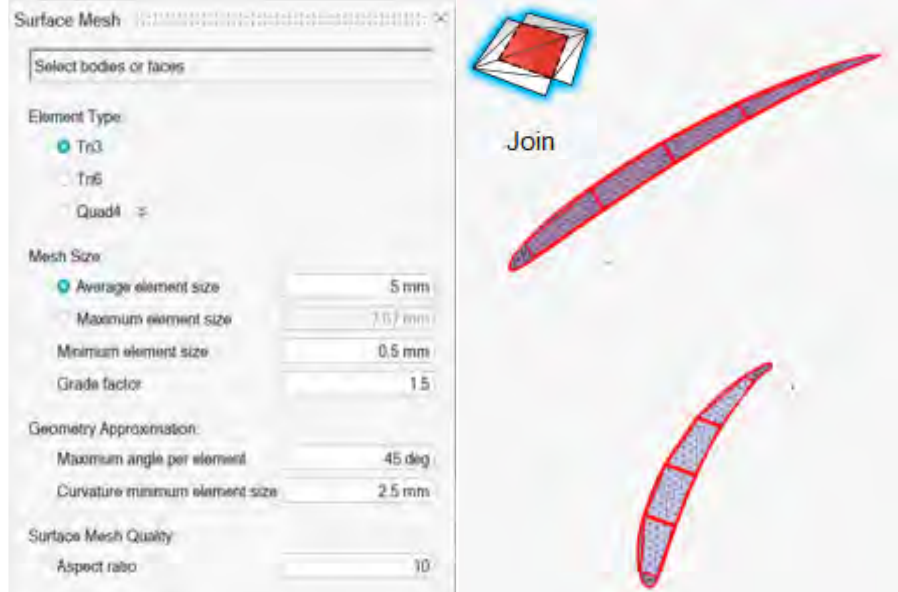
Yield stress-strain table FldTable1

<Simlab Properties>



Altair Optimization Contest

Meshing



<Meshing & Join>

- 하나의 물체이니 join 기능을 이용하여 공유면 작성
- Surface mesh 및 TET4 mesh 활용
- Average element size 5mm

Tri:

<input checked="" type="checkbox"/>		Element Quality	Condition	Limit Value	Min Value	Max Value	Failure Count
<input checked="" type="checkbox"/>		Aspect Ratio	<=	10	1.000	9.886	0

Quality

Tet:

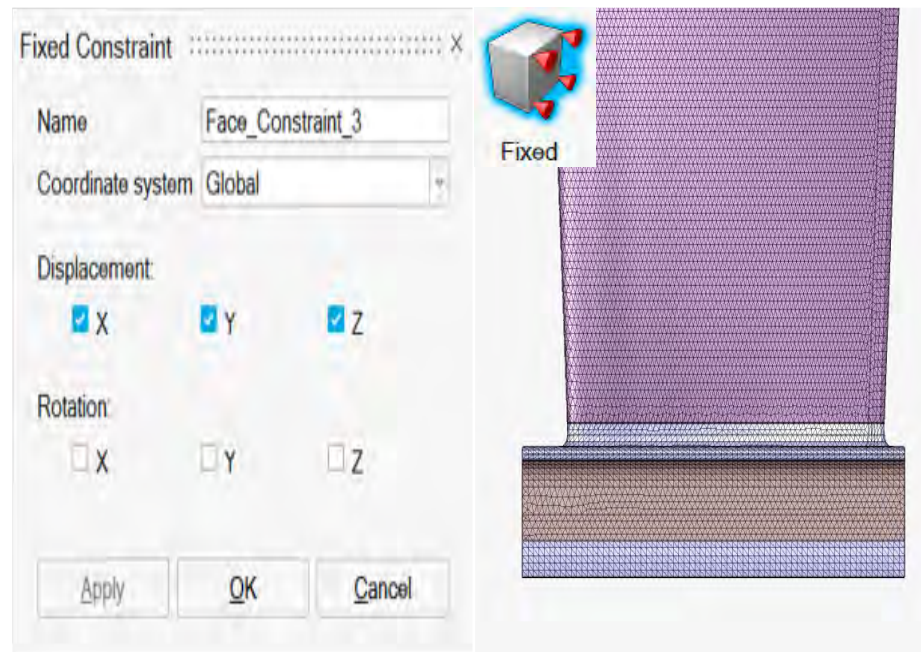
<input checked="" type="checkbox"/>		Element Quality	Condition	Limit Value	Min Value	Max Value	Failure Count
<input checked="" type="checkbox"/>		Stretch	>=	0.1	0.102	0.985	0
<input checked="" type="checkbox"/>		Tet Collapse	>=	0.12	0.121	0.989	0
<input checked="" type="checkbox"/>		Jacobian-Normalized	>=	0.001	1.000	1.000	0

<Mesh Quality>

- FEA에선 Mesh에 따라 값이 매우 달라질 수 있음을 확인
- 이에 Simlab 기능인 Quality Check 기능을 이용하여 Surface & Tet mesh의 Failure Value를 확인

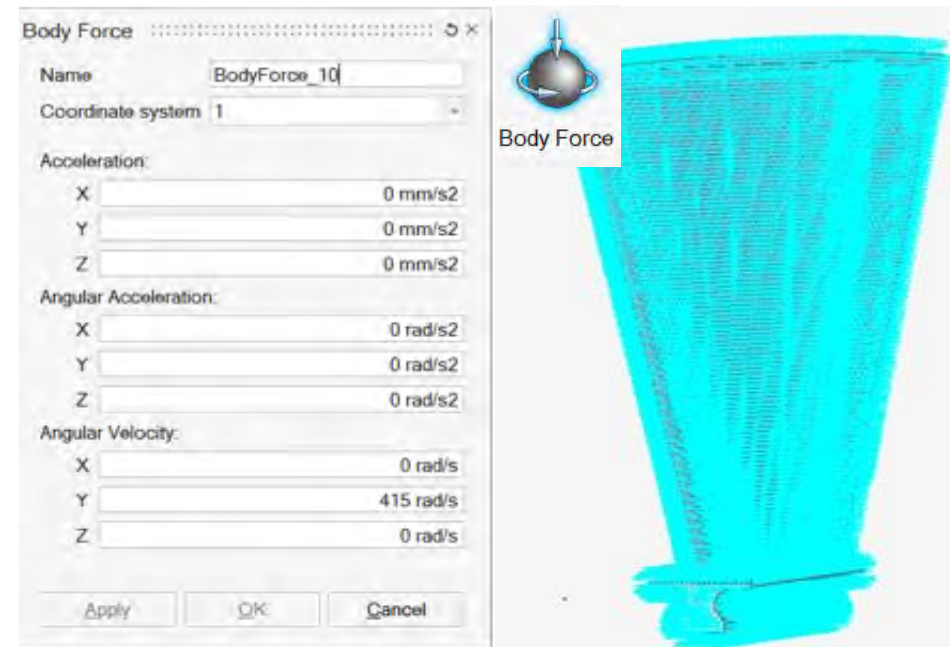


Static Analysis Condition



<Constraint>

- dover tail 면의 이동에 대한 3 자유도 구속 조건 (hub에 의해 지지됨)

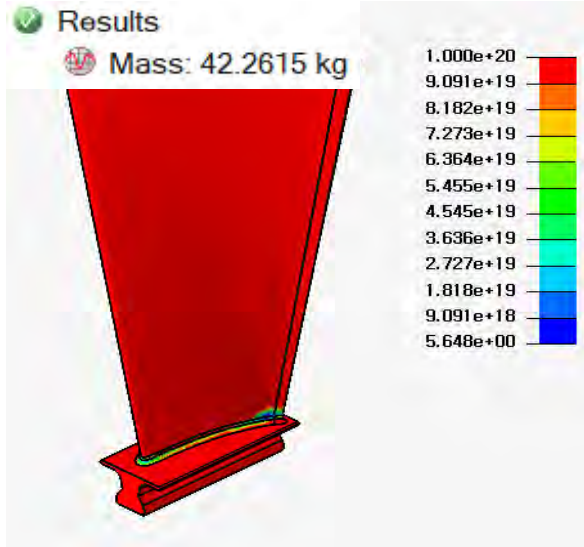


<Angular Velocity>

- PW-4000의 rpm은 4000이기에 415 rad/s 로 정의

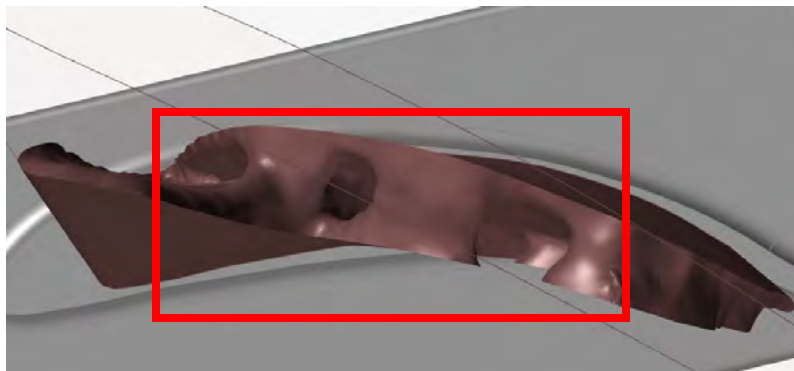


Overdesigned Modeling

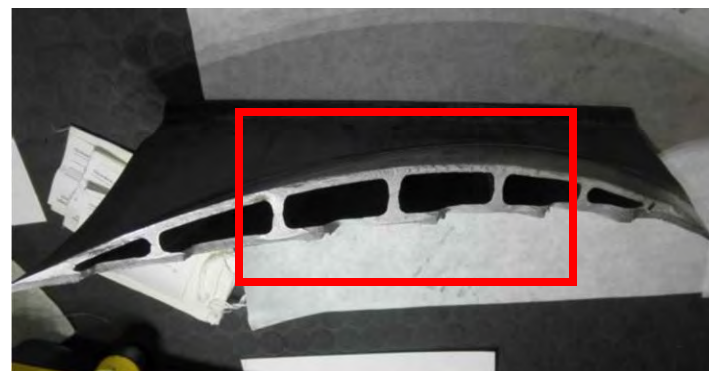


- 목표: 피로해석 cycle이 최소한 10,000 cycle을 넘으며 최대 경량화
- 초기 모델링의 경우 56,480 cycle이기에 목표인 10,000cycle에 5.6배로 과설계임을 확인하였으며, 질량도 42.2615kg이기에 초기설계에서 경량화를 해야 할 필요가 있다고 판단

< simlab >



< inspire topology >



< PW-4000 H-Shape >

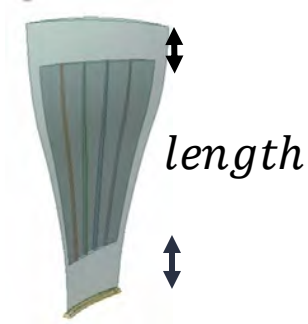
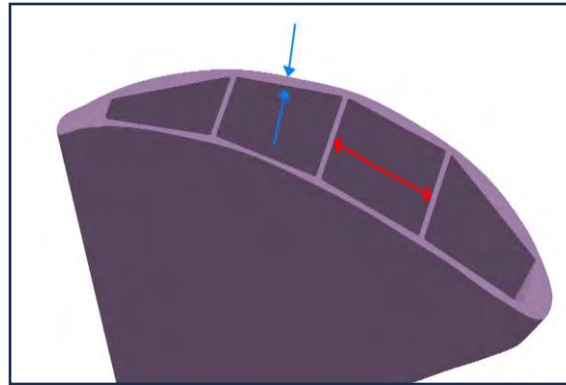
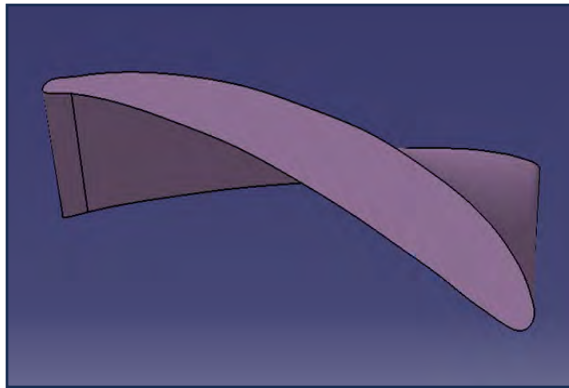
- Inspire를 통해 topology를 돌린 결과 실제 pw-4000 blade의 H-Shape모형과 유사함을 알 수 있다.



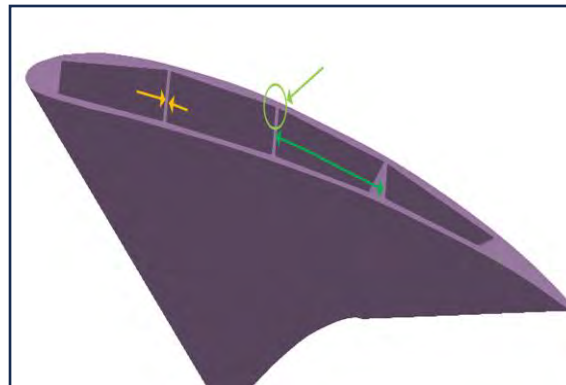
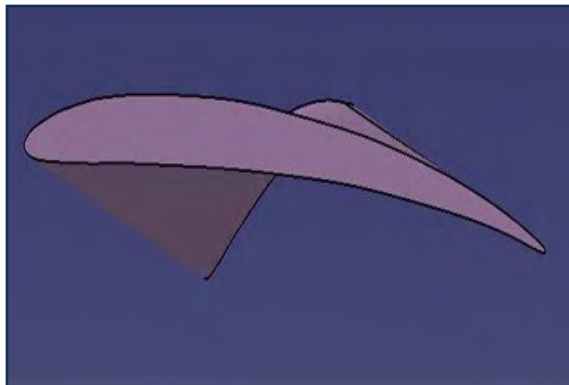
Blade Hollow Structure Modeling

*글씨가 작아, parameter 표 첨부합니다.
위의 왼쪽부터 순차적입니다.

<Tip>



<Root>



< 초기 모델 >

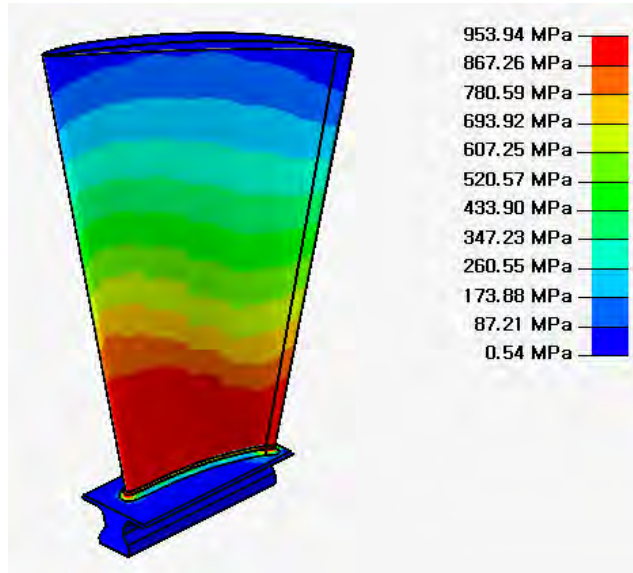
< 경량화 >

Parameters
Length
Thickness
Interval
Tip Width
Root Width
Fillet

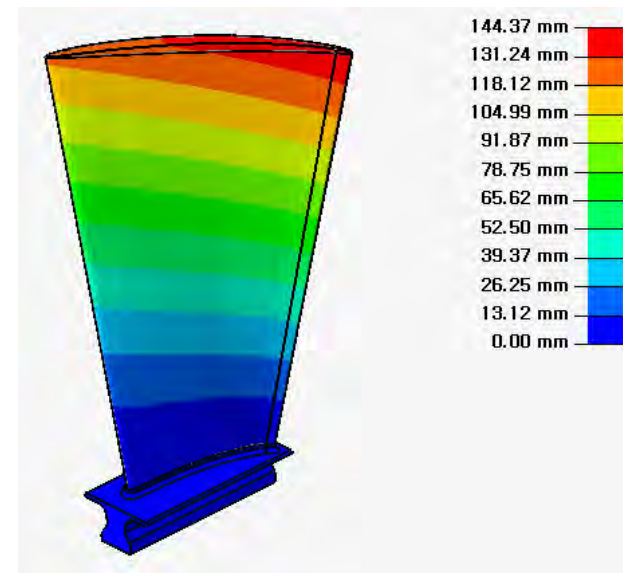
- 일반적으로 항공기 blade는 15~20kg 다음과 같이 H-shape를 통해 20kg이하가 되도록 경량화 실시
위와 더불어 강성 조건 보장을 통한 Parameters 선정



Non-Linear Static Analysis Result



<Von Mises>

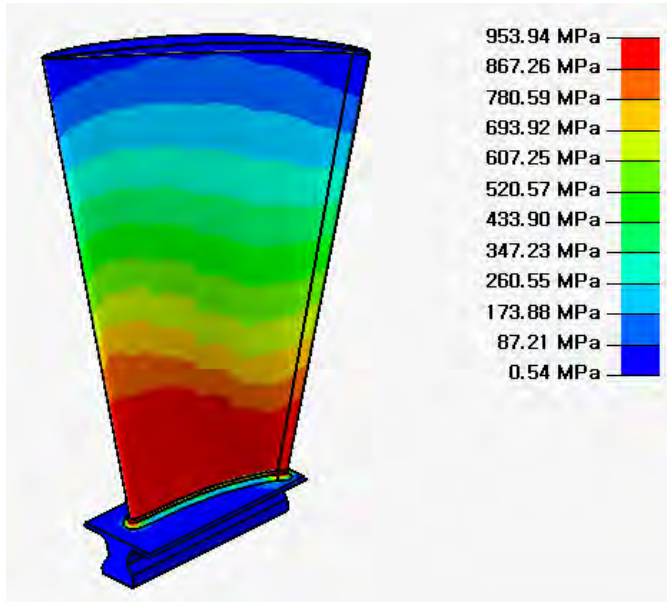


<Displacement>

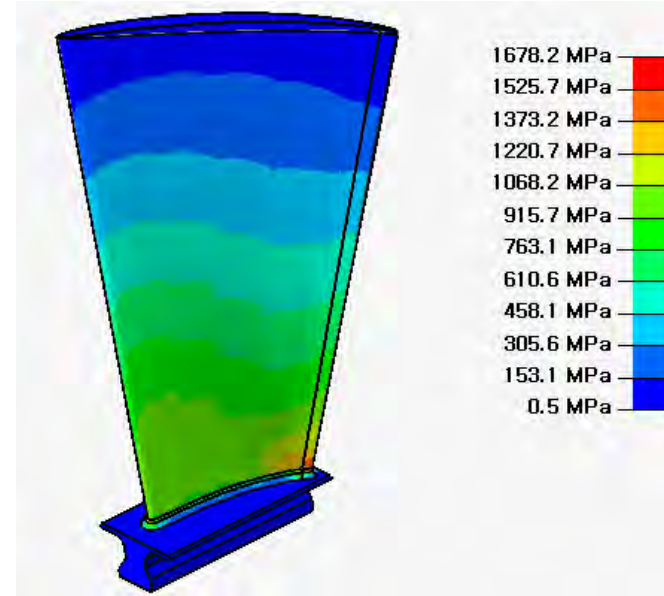
- Length=17mm, Thickness=3mm, Interval =3mm, Tip Width=103mm, Root Width=61.5mm, Fillet=1mm
즉, 가장 경량화한(15.54kg) 모델에 대한 해석 결과
- 최대 변위는 144.37mm로 Tip 부분에서 발생 이는, 선속도 $F = mr\omega$ 의 영향을 가장 많이 받는 부분이기 때문
- 최대 응력은 953.94 MPa로 Root 부분에서 발생 이는, Tip 부분 변위에 대한 저항을 하기 때문



Non-Linear Static vs Linear Static Analysis



<Non-Linear Static>



<Linear Static>

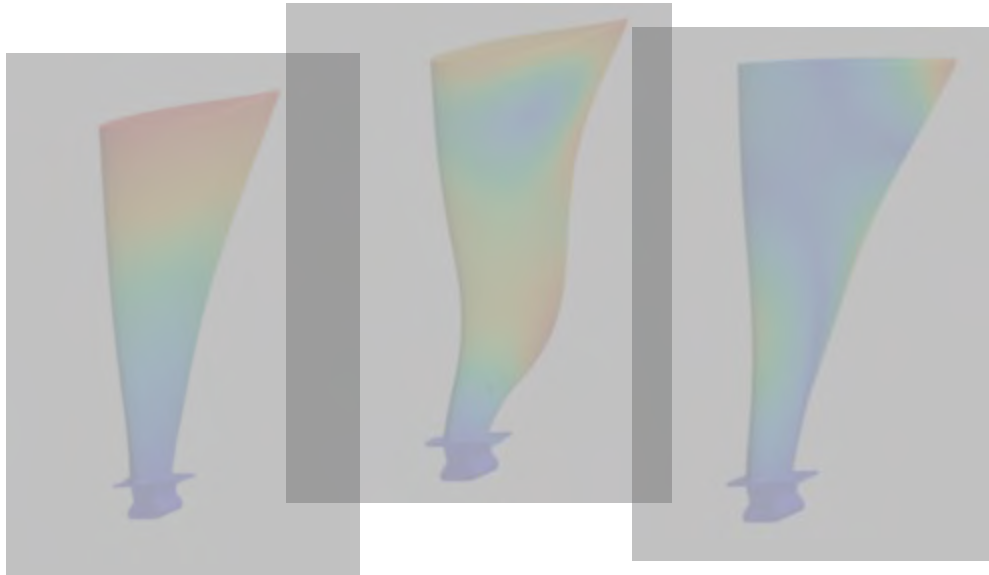
	Non-Linear Static	Linear Static
Max Von Mises [MPa]	953.94	1678.2

- 둘의 차이는 724.26 MPa로 큰 차이가 있음을 보여주며 이는 Non-Linear Static Analysis를 채택한 이유의 타당성을 다시 한번 보여준다.



Capstone Design

Modal Analysis



04. 모드 해석

- 모드 해석 개요
- 모델링
- 해석결과
- 결과분석



Capstone Design

Modal Analysis

- **모드해석 (Modal Analysis) 개요**

: Simsolid를 이용한 모드해석과 Hyperworks를 이용한 복소수 고유값 모드해석(Complex Eigen modal analysis)을 이용해, 회전속도에 대한 잠재적인 공진문제를 식별하기 위해 캠벨선도를 작성

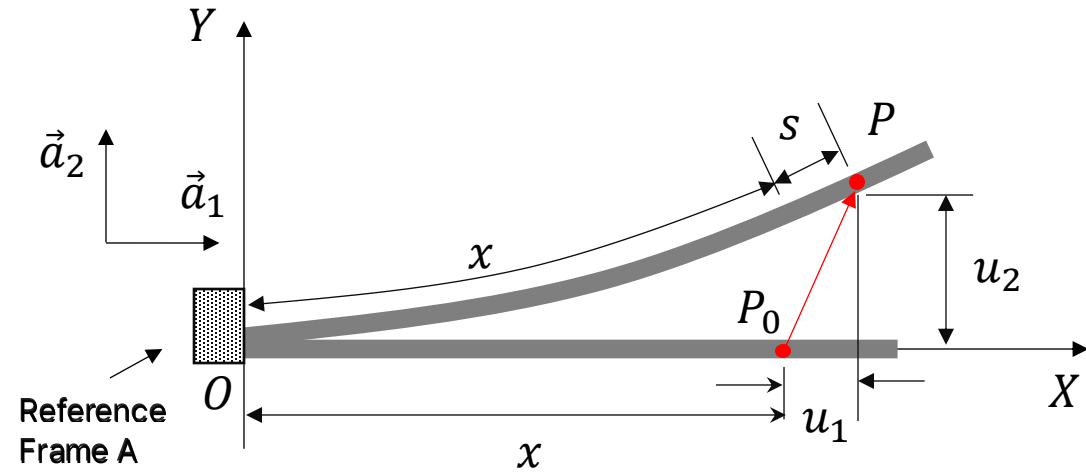


모드해석 조건을 위한 구조 강성에 대한 정의 후, 해석 진행

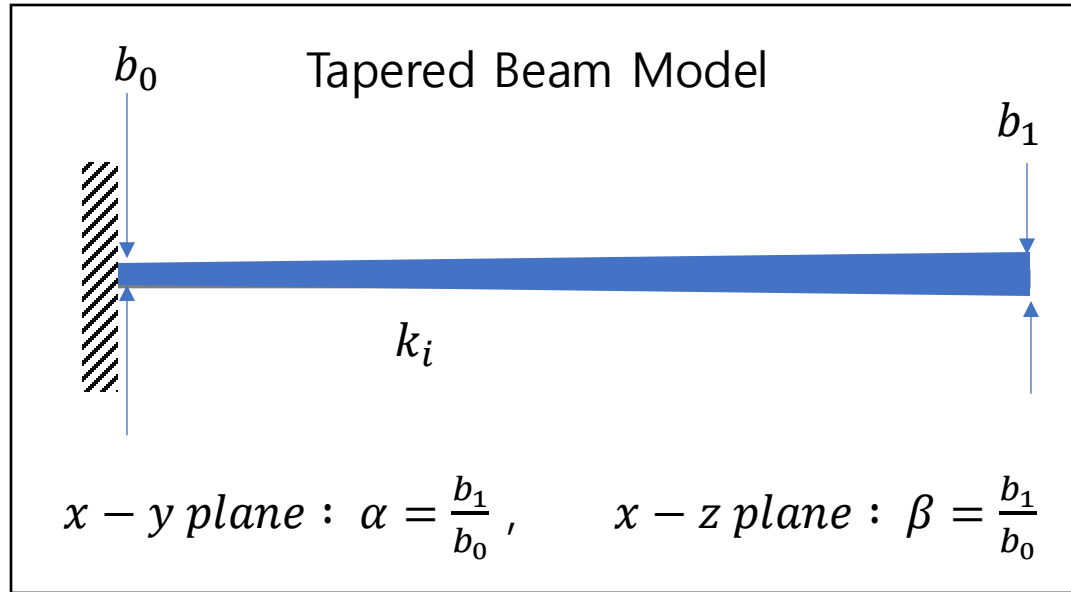


Assumption

- Cantilever Beam의 단면은 일정비율로 증가
- Beam의 재질은 균질(Homogenous)
- Beam의 전단효과와 회전 관성효과 무시
- 해석은 회전 평면 내의 굽힘 방향으로만 진행
- Beam의 감쇠(Damping)효과 무시



[출처] 유희희, "회전 외팔보의 굽힘 진동해석", 한국항공우주학회 제 16권 no.5호(1992) p.892



$$\delta W^* = \delta W_{nc} - \delta \mathcal{V} + \delta W_{inertia} = 0$$

$$(-c\dot{q}_v + Q_v(t) - kq_v - m\ddot{q}_v)dq_v = 0$$

$$m\ddot{q}_v + c\dot{q}_v + kq_v = Q_v(t)$$

Bending

$$m = \int_0^L \rho A \left(1 + (\alpha - 1) \frac{x}{l}\right) \left(1 + (\beta - 1) \frac{x}{l}\right) \psi^2(x) dx$$

$$k = \int_0^L EA \left(1 + (\alpha - 1) \frac{x}{l}\right) \left(1 + (\beta - 1) \frac{x}{l}\right) [\psi''(x)]^2 dx$$

$$c = 0$$

$$Q_2(t) = 0$$

Axial

$$m = \int_0^L \rho A \left(1 + (\alpha - 1) \frac{x}{l}\right) \left(1 + (\beta - 1) \frac{x}{l}\right) \psi^2(x) dx$$

$$k = \int_0^L EA \left(1 + (\alpha - 1) \frac{x}{l}\right) \left(1 + (\beta - 1) \frac{x}{l}\right) [\psi''(x)]^2 dx$$

$$c = 0$$

$$Q_2(t) = 0$$



Structural Dynamics : Analytic

* 공간 편의상, Tapered Ratio항 제외

Mass Matrix : $M_{ij} = \int_0^1 \psi_{i,x} \psi_{j,x} dx$

Stiffness Matrix : $K_{ij} = \int_0^1 \underbrace{\psi_{i,xx} \psi_{j,xx} dx}_{\text{Bending Potential}} + \bar{\omega}^2 \left\{ \underbrace{- \int_0^1 \psi_i \psi_j dx}_{\text{Deflection Work}} + \delta \int_0^1 \underbrace{(1-x) \psi_{i,x} \psi_{j,x} dx}_{\text{Rotation Work}} + \frac{1}{2} \int_0^1 \underbrace{(1-x^2) \psi_{i,x} \psi_{j,x} dx}_{\text{Rotation Work}} \right\}$

Assumed mode : $\psi_i(x) = \cosh \frac{\lambda_i x}{L} - \cos \frac{\lambda_i x}{L} - \frac{\cosh \lambda_i + \cos \lambda_i}{\sinh \lambda_i + \sin \lambda_i} \left(\sinh \frac{\lambda_i x}{L} - \sin \frac{\lambda_i x}{L} \right)$

Characteristic Equation : $\cosh \lambda_i \cos \lambda_i = -1$

Solve eigenvalue problem $(\omega^2 M - K)\xi = 0 \longrightarrow \det|\omega^2 M_{ij} - K_{ij}| = 0$



Structural Stiffness Definition

Solve Characteristic

```

%% find Beta * L
fun = @(ramda) cos(ramda)*cosh(ramda)+1;
ramda0 = 0.1;
num_iterations = 60;
ramda_values = zeros(num_iterations, 1); % 람다 값을 저장할 행렬 초기화
idx = 1; % 저장된 값들의 인덱스

for i = 1:num_iterations
    ramda = fsolve(fun, ramda0);

    % 중복되지 않는 경우에만 저장
    if idx == 1 || ~any(abs(ramda - ramda_values(1:idx-1)) < 0.001)
        ramda_values(idx) = ramda; % 현재 람다 값을 저장
        idx = idx + 1; % 인덱스 증가
    end
    ramda0 = ramda + 0.5;
end

ramda_values = ramda_values(1:idx-1); % 중복되지 않은 람다 값들로만 구성된 행렬 생성
disp('Beta * L')
disp(ramda_values)

```

Mass & Stiffness Matrix

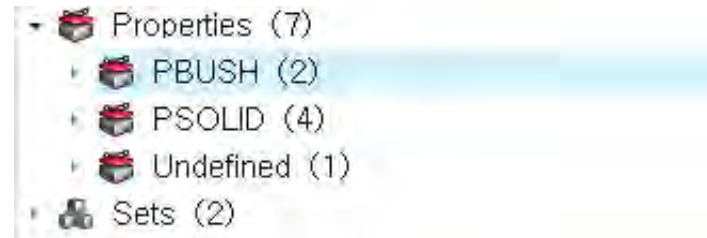
```

%% find Matrix M, K
% M 행렬 초기화
M = zeros(Matrix_number);
K = zeros(Matrix_number);
M1 = zeros(Matrix_number);
K1 = zeros(Matrix_number);

% 행렬 계산
for i = 1:Matrix_number
    for j = 1:Matrix_number
        M(i, j) = double(int(W(i) * W(j), x, 0, 1));
        K(i, j) = double( int( ddW(j), x, 0, 1) ... % 밴딩 포텐셜
        + W1^2 * (-double(int(W(i) * W(j), x, 0, 1))... % 밴딩 방향 처짐일
        + delta * double(int((1-x) * dW(i) * dW(j), x, 0, 1)... % 각속도 회전 좌표
        + 0.5 * double(int((1-x^2) * dW(i) * dW(j), x, 0, 1))))); % 각속도 Origin
        M1(i, j) = double(int(U(i) * U(j), x, 0, 1));
        K1(i, j) = double(int(dU(i) * dU(j), x, 0, 1) + W2^2 * (-double(int(U(i) * U(j), x, 0, 1))););
    end
end

```

앞서 고정-자유 경계조건을 기반의 특성방정식을 대입해,
질량 & 강성행렬 정의



▾ K1_RIGID:	<input type="checkbox"/>
K1:	421920.0
▾ K2_RIGID:	<input type="checkbox"/>
K2:	421920.0
▾ K3_RIGID:	<input type="checkbox"/>
K3:	0.0
▾ K4_RIGID:	<input type="checkbox"/>
K4:	0.0
▾ K5_RIGID:	<input type="checkbox"/>
K5:	0.0

Hyperworks의 M-C-K 구조요소의 속성값을 정의하는
PBUSH 카드값에 활용



Natural Frequency Analysis

Rotation axis configuration panel:

- Rotation axis:
 - Origin: X 0 [mm], Y 0 [mm], Z 0 [mm]
 - Direction: X -1, Y 0, Z 0
 - Select an edge Select a cylinder
 - Flip the axis: [button]
- Acceleration along axis:
 - 0 [m/sec²]
 - Units [m/sec²]
- Angular velocity:
 - 415 [rad/sec]
 - Units [rad/sec]
- Angular acceleration:
 - 0 [rad/sec²]
 - Units [rad/sec²]

Modal analysis results window:

Mode	Frequency (Hz)
1	1.0151e+02
2	1.6729e+02
3	2.6199e+02
4	4.0376e+02
5	5.3079e+02
6	6.6674e+02
7	7.5534e+02
8	8.8566e+02
9	1.0217e+03
10	1.0615e+03
11	1.0977e+03
12	1.3065e+03
13	1.3110e+03
14	1.3161e+03
15	1.3636e+03
16	1.3867e+03
17	1.5313e+03
18	1.5953e+03

Curve Name	Curve Color	Number of Points	Sample TimeStep	YMax
Mode 11	Green	6	1000.000000	1441.3..
Mode 12	Purple	6	1000.000000	1578.7..

축방향으로 회전속도 정의 후, 사전(회전에 의한)응력을 포함한 모드해석
 ⇒ Hyperworks 결과와 유사



Flow Chart

<Load Step>

- Subcase Definition

- Analysis type: Complex eigen (modal) ▾
- SPC: (1) spc
- MPC: <Unspecified>
- CMETHOD: (2) loadstepinput2
- METHOD (STR...): (1) loadstepinput1
- STATSUB (PRE...): <Unspecified>
- STATSUB (BRA...): <Unspecified>
- SDAMPING (ST...): <Unspecified>
- SDAMPING (FL...): <Unspecified>

<EIGC>

Name	Value
Solver Keyword:	Complex Eigen Value Ext...
Name:	loadstepinput2
ID:	2
Include:	[Main Model] ▾
Config type:	Complex Eigen Value E... ▾
Type:	EIGC ▾
NORM:	MAX ▾
ND0_OPTIONS:	User Defined ▾
ND0:	20

- 구성요소 중 가장 큰 고유벡터를 정규화 하기 위해 norm을 max로 설정
- 확인 모드 수는 20개로 설정

- Complex Eigen Modal Analysis 모델로 진행

<RGYRO>

- Config type: Rotordynamic Analysis Par... ▾
- Type: RGYRO ▾
- Syncfig: ASYNC ▾
- Refrot: (1) ROTORG_SET
- Spdunit: ▾
- Spdlow: ▾
- Spdhigh: ▾
- Speed ID:
- Speed: (3) rspeed

- ROTOR의 속도지정을 위해 ASYNC(비동기적)으로 설정



Flow Chart

<RSPEED>

Name	Value
Solver Keyword:	RSPEED
Name:	rspeed
ID:	3
Color:	■
Include:	[Main Model]
Card Image:	RSPEED
User Comments:	Do Not Export
S1:	0,0
DS:	1000,0
NDS:	5
Cont:	<input checked="" type="checkbox"/>

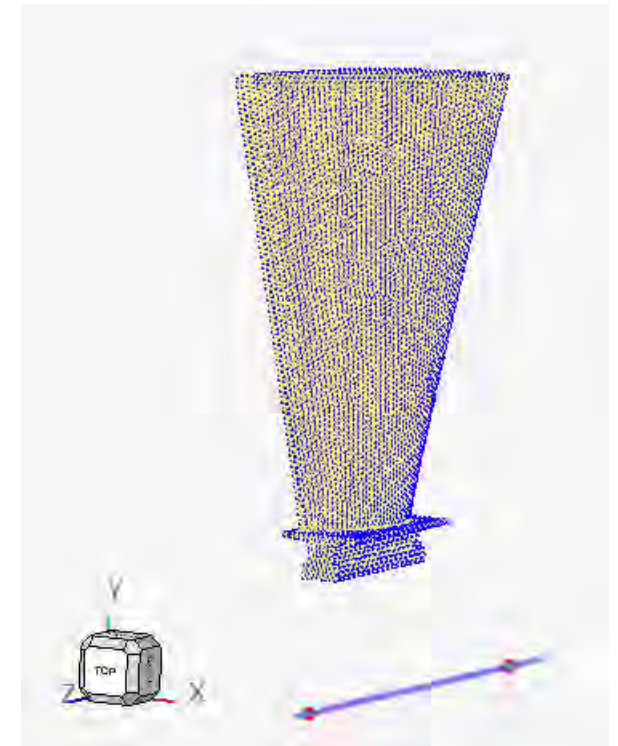
<ROTORG>

Defined:	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image:	ROTORG
Set Type:	non-ordered
Entities:	2 Nodes
User Comments:	Do Not Export
No of rows:	2
Data: ID:	
RSPINR:	<input checked="" type="checkbox"/>
GRIDA:	(23293) Node
GRIDB:	(23294) Node
SPDUNIT:	RPM
SPTID:	<input type="checkbox"/>
SPTID:	1,0

- 목표 운용 RPM이 4,000에서 $\pm 5\%$ 이므로, 5,000 RPM까지 분석



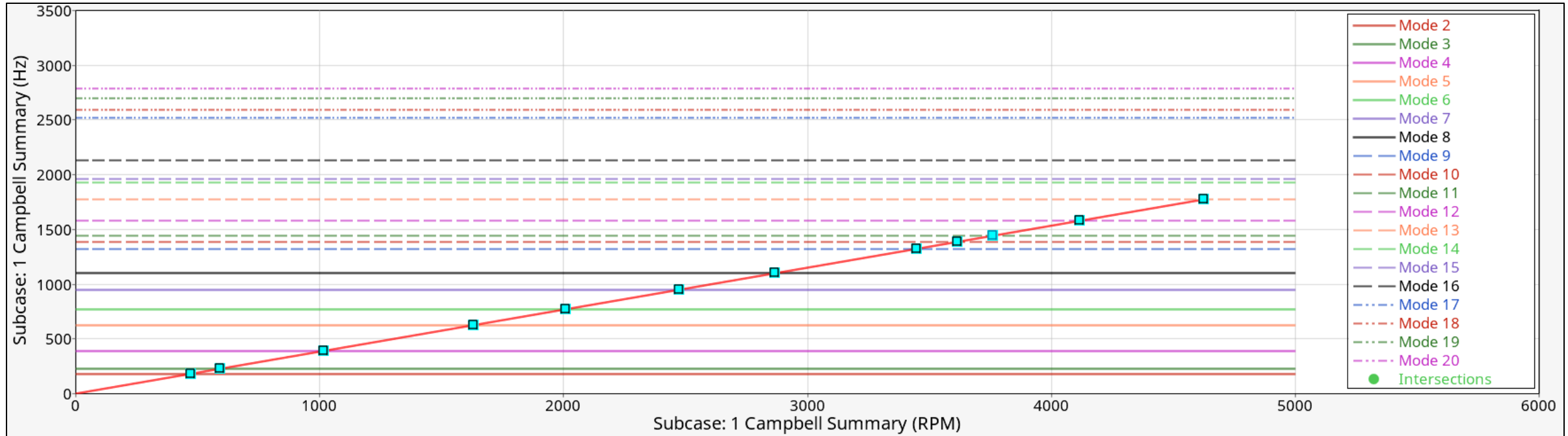
- ROTOR의 ROTOR 축 (CBUSH) 을 정의하고, Blade의 축 위치를 축의 가운데로 정의



모드해석을 위한 Model



Analysis



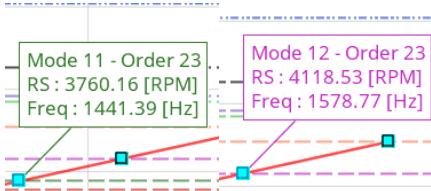
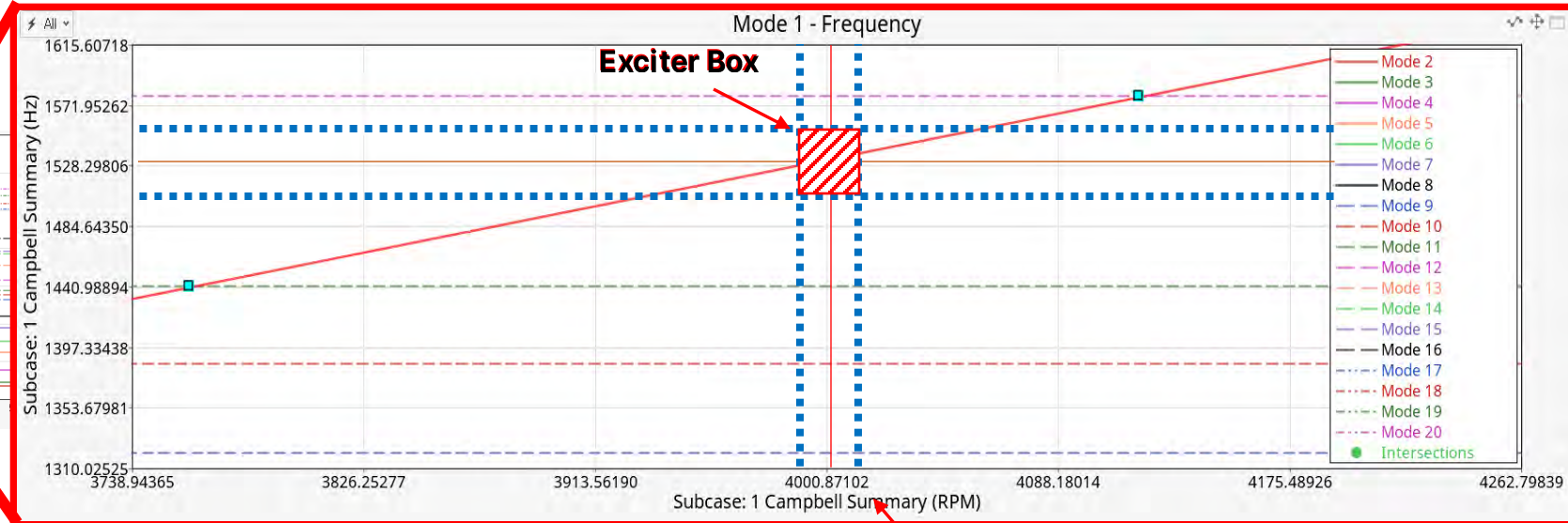
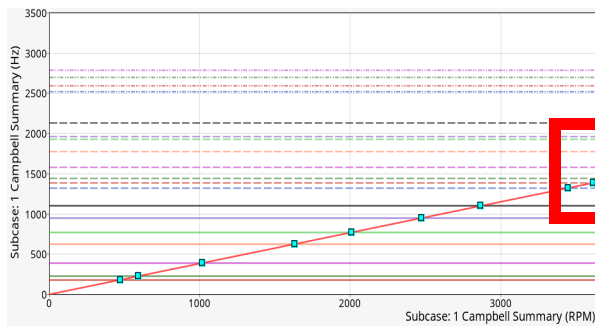
- 계산된 고유진동수가 Simsolid를 통한 결과와 유사하며, 그 차이는 고정 및 감쇠효과 경계조건에 기인
- 모드 간 간섭 효과, 감쇠작용 등이 없기에 회전속도에 따른 모드함수는 수평으로 plotting
- 위의 선도를 통해 변동응력을 주는 구간, 즉 가진영역(Exciter Box)내에 고유진동수가 들어 있는 지 여부에 따라 **준 정적 피로해석 여부 결정**



Altair Optimization Contest

Modal Analysis : Result

Analysis



Campbell Diagram에서는 변동을 축적하기 위해 모드 주파수에 2-5% 허용치를 부여*

⇒ 이번 해석에서는 **2%의 변동응력**을 부여
(x축 : 3920 – 4,080 RPM, y축 : 1498.7-1558.4 Hz)

Line Type	Meaning
—	Meet with Engine Order Line
.....	Operating Line within Safety Condition
- - -	Mode Line

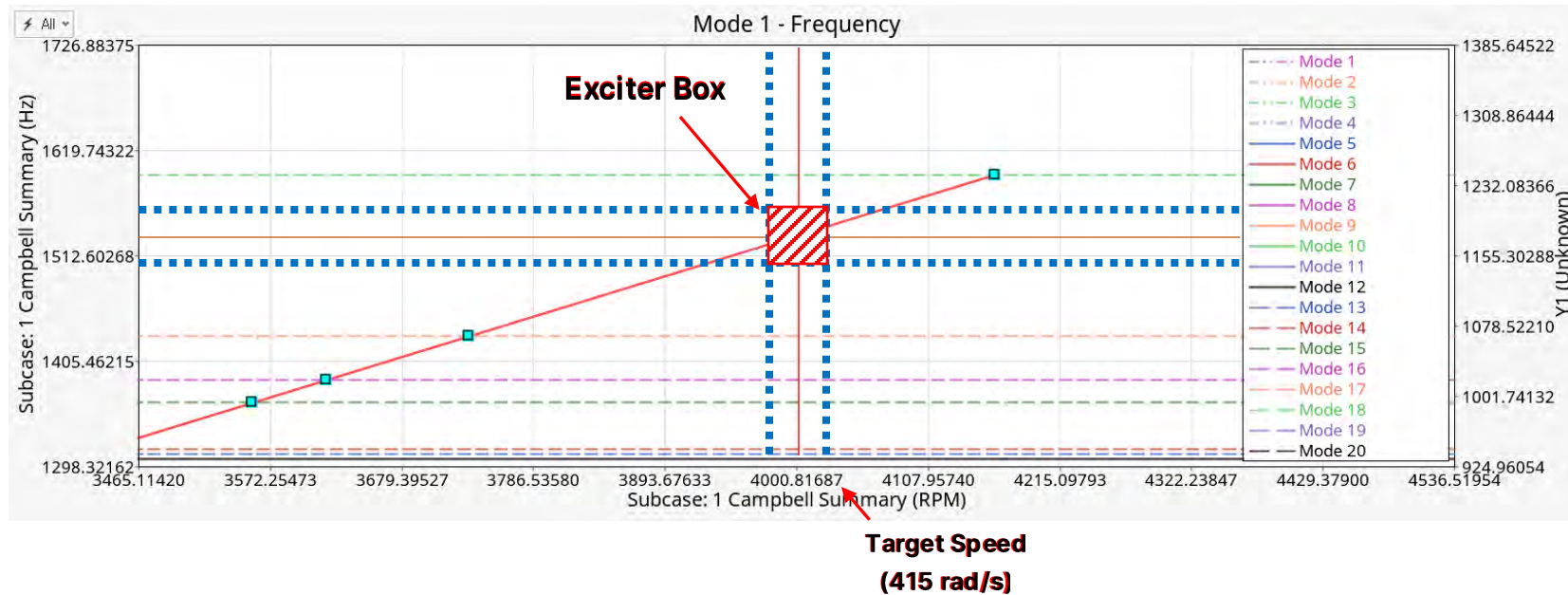
* Raju. Yatnal. B, "Evaluation of the Turbine Bladed Disc Design for Resonant Vibration Excitation", *IRJET* 4, no.8 (2017) : 1412-1419



Altair Optimization Contest

Modal Analysis : Result

Analysis



Target Speed의 변동응력 구간 내에서 고유진동수인 17차, 18차 모드와 상당한 간격을 가지고 있음을 볼 수 있다.



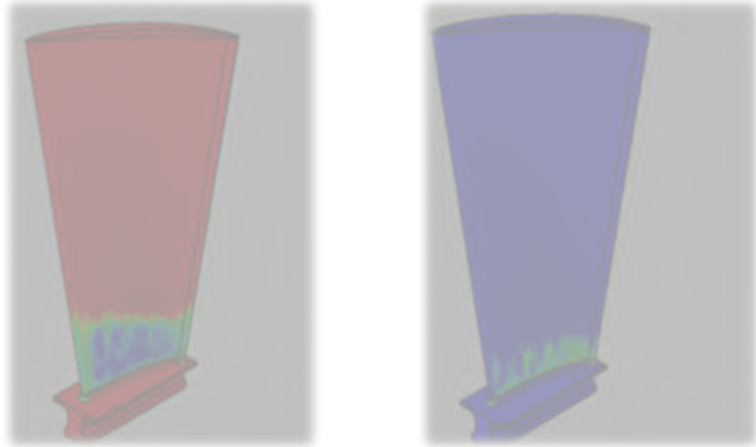
가정한 범위내의 변동응력에 대한 피로해석은 준 정적 피로해석이 가능*하다.

* O Matsushita ,Vibration Analysis of Blade and Impeller Systems(2017), pp.31-35



Altair Optimization Contest

Non-Linear Static vs Linear Static Analysis



5. 피로해석

- 피로해석 개요
- 피로해석 조건 & 물성치
- 피로해석 & 결과 분석



Capstone Design

Fatigue Analysis

- 피로해석 (Fatigue Analysis) 개요

: 4,000 RPM에 대한 Non-Linear Static Analysis를 통해 얻은 힘이 반복적으로 가해졌을 때, 실제 항공기 blade's cycle인 10,000 cycle을 버티는지 분석

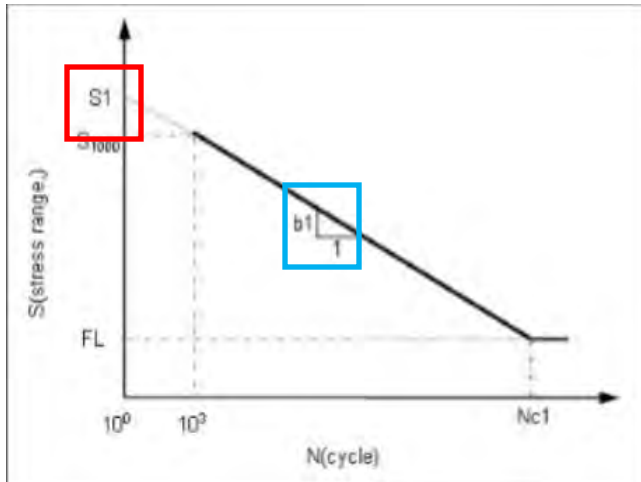


피로해석 조건을 위한 피로 물성치 및 하중 유형 정의 후, 해석 진행



Altair Optimization Contest

Fatigue Properties



<정식화한 S-N Curve>

Fatigue Properties - Axial Loading	
10/90 Scatter Band for Plastic Strain Amplitudes	1.952
10/90 scatter band for stress amplitudes	1.419
Cyclic Strain Hardening Exponent	0.108
Cyclic strength coefficient	1938 N/mm ²
Cyclic yield strength	992 MPa
Fatigue ductility coefficient	0.396
Fatigue ductility exponent	-0.684
Fatigue strength coefficient	1797 N/mm ²
Fatigue strength exponent	-0.085
Transition Life	115

<Altair Material : TI-6Al-4V>

Fatigue Properties	
Static parameters	
Yield_Strength	1188 MPa
Ultimate_Tensile_Strength	1236 MPa
Stress Life parameters	
Fatigue strength coefficient	1797 MPa
First_Fatigue_strength_Exponent	-0.085
Endurance_Cycle_Limit_or_Transition_Point	1000000
Second_Fatigue_strength_Exponent	
Fatigue_Limit	
Standard_Error_of_Log	0
Findley_Constant	0.3
Region_Layer	Worst

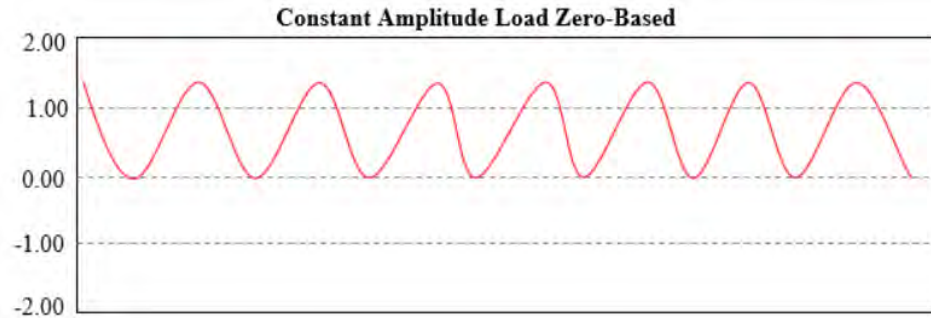
<Fatigue Properties>

- TI-6Al-4V의 Fatigue strength coefficient 및 Fatigue strength exponent 는 직접 시험을 통해 알 수 있는 값이며 Altair Material에서 제공하는 데이터 값을 이용
- Fatigue strength coefficient: S1을 의미
- Fatigue strength exponent: b1을 의미

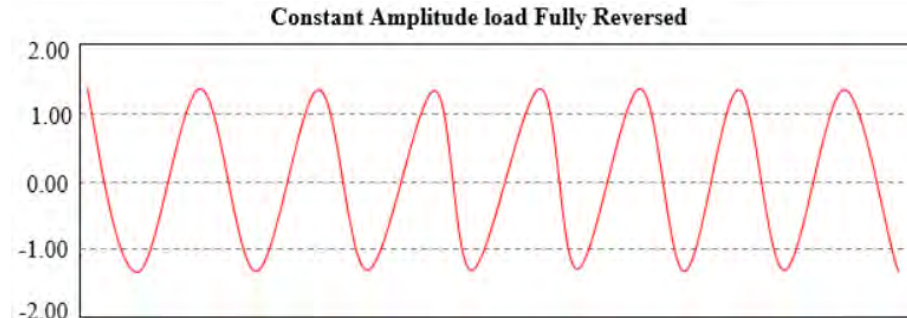


Altair Optimization Contest

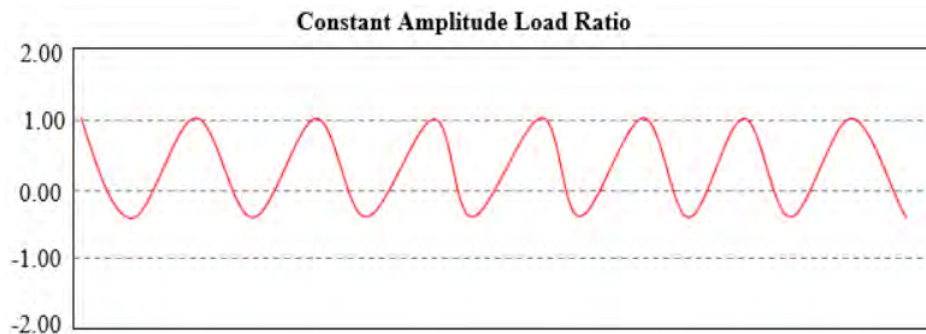
Fatigue Loading Type



<Zero-Based>



<Fully-reversed>

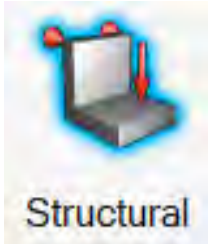


<Ratio>

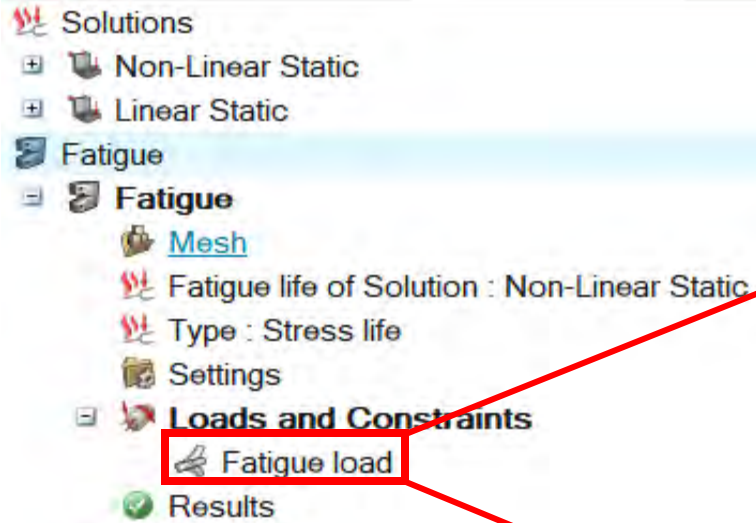
- 4000 rpm 부근에서 반복적으로 받는 힘을 알고 싶기 때문에 ratio가 적합하다고 판단



Fatigue Analysis Setting



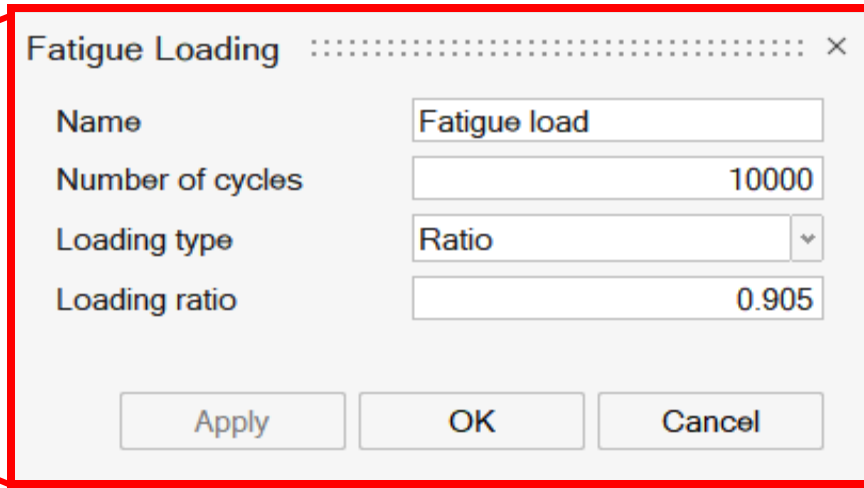
- Structural Solution을 통한 Non-Linear Static Analysis를 진행한 후 Fatigue Solution에 적용



4,000 RPM에서의 5%의 변동응력을 고려해

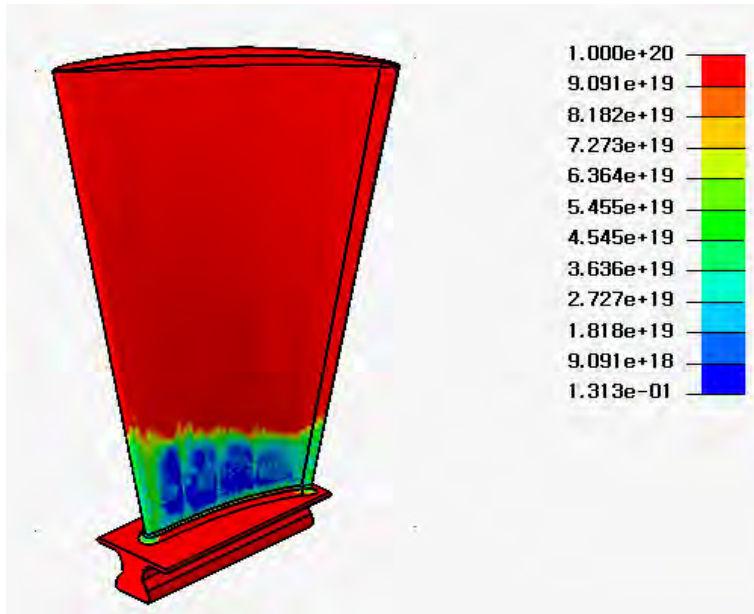
$$ratio = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = \frac{\sigma_{4,000RPM} - 0.05 \cdot \sigma_{4,000RPM}}{\sigma_{4,000RPM} + 0.05 \cdot \sigma_{4,000RPM}} = \frac{906.3}{1001.7} \approx 0.905$$

- Fatigue Loading Type: Ratio
- Number of cycle: 10,000

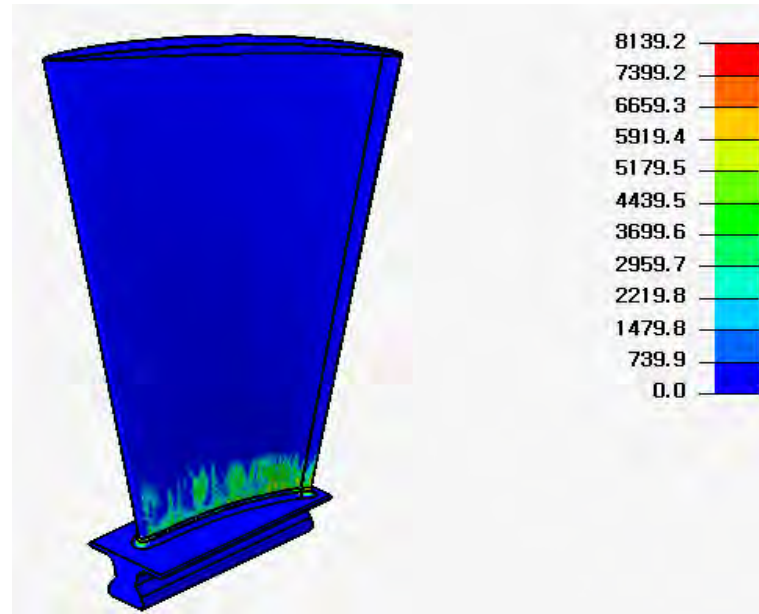




Fatigue Analysis Result



<Fatigue Life>



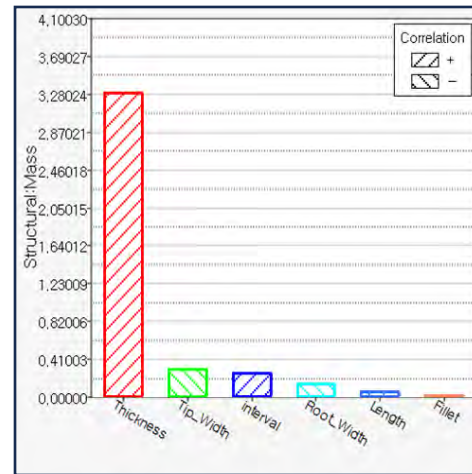
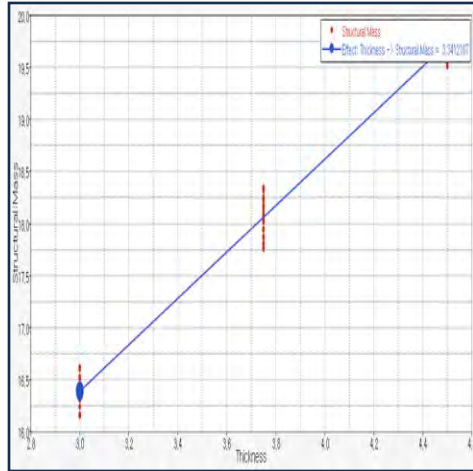
<Fatigue Damage>

- Fatigue Life의 경우 min value: **1.313e-01**로 이는 Number of cycle: 10,000의 e-01인 **1,000**을 의미함 즉, **10,000 cycle** 이전에 파괴가 될 수 있음을 확인할 수 있다.

→ 최소한의 질량으로 10,000 cycle를 버티는 blade를 설계하기 위해 수많은 해석이 필요하며 이를 위해 **Simlab의 자동화 스크립트 기능** 이용



Non-Linear Static vs Linear Static Analysis



6. 최적화

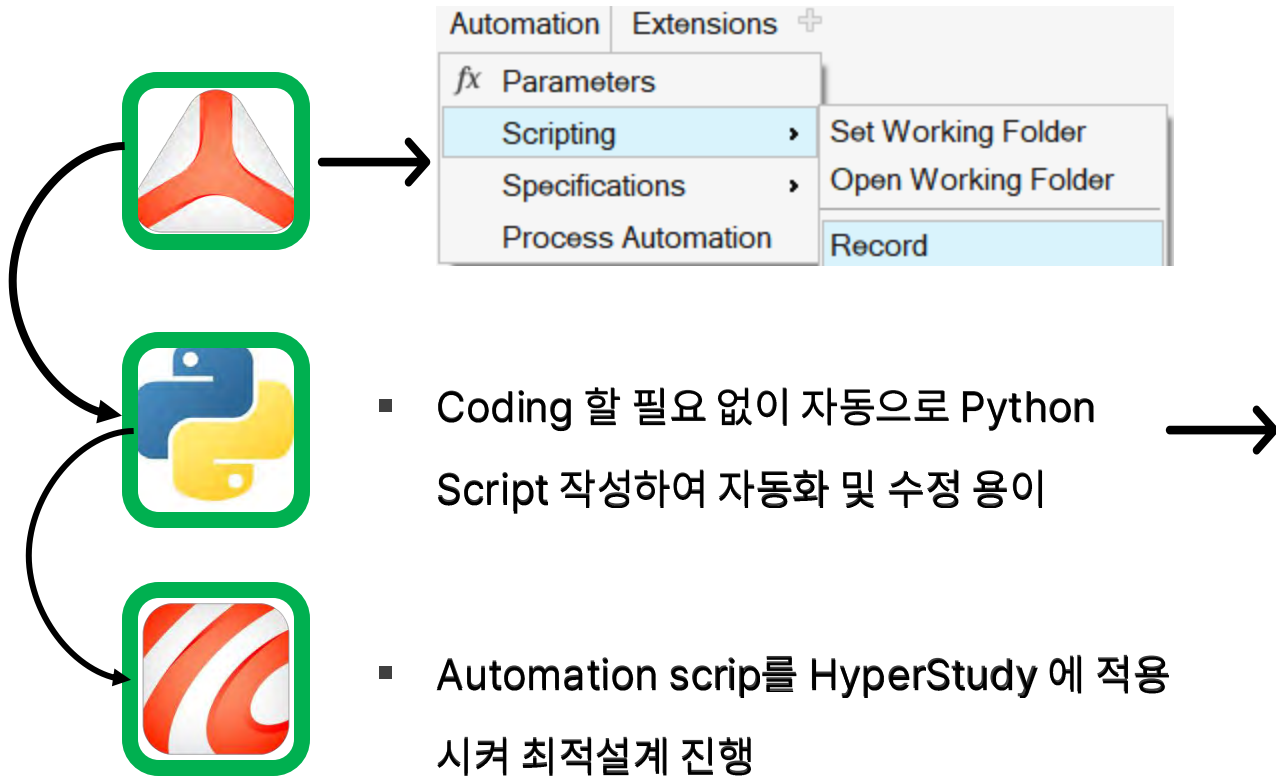
- 자동화(Automation) Script
- DOE
- 주요인자 분석
- 최적화



Altair Optimization Contest

Automation Script

- DOE를 활용하기 위해 Simlab의 자동화 기능 사용



```

*****
#SimLab Version 2022.2 |
#Created at Sat Jul 27 13:52:37 2024
*****
from hwx import simlab

UnitSystem="" <UnitSystem UUID="3aca8564-4d38-4b0b-887c-6a542d4001c6">
<SetCurrentDisplaySystem Name="MMKS (mm kg N C s)"/>
</UnitSystem>;
simlab.execute(UnitSystem);

ImportCatia="" <ImportCatia CheckBox="ON" gda="" UUID="81027e04-fb12-4eac-a5d1-cc1880a5bb7d">
<Parameters UUID="67a54923-dbd3-4d54-931b-2405601ba45f">
<ModelName Value="max_hole.CATPart"/>
<ParamInfo Type="" Value="17 " Name="Length"/>
<ParamInfo Type="" Value="3 " Name="Thickness"/>
<ParamInfo Type="" Value="3 " Name="interval"/>
<ParamInfo Type="" Value="103 " Name="Tip_Width"/>
<ParamInfo Type="" Value="61.5 " Name="Root_Width"/>
<ParamInfo Type="" Value="1 " Name="Fillet"/>
</Parameters>
<tag Value="1"/>
<Method Value="2"/>
<Name Value=""/>
<FileName Value="./max_hole.CATPart"/>
<Units Value="MilliMeter"/>
<DesignParam Value="1"/>
<Datum Value="0"/>
<BodyName Value="1"/>
<UsePartNameForFilesWithOneBody Value="1"/>
<Color Value="1"/>

```

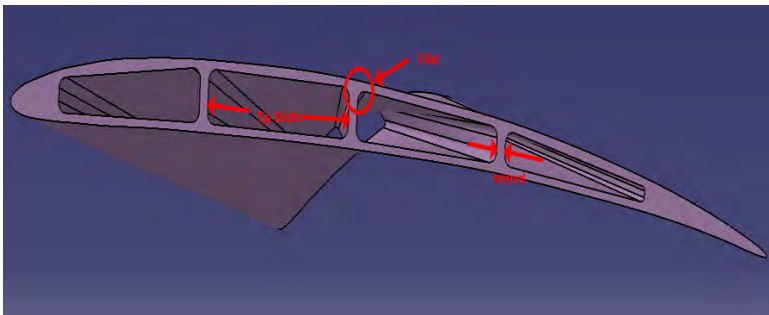
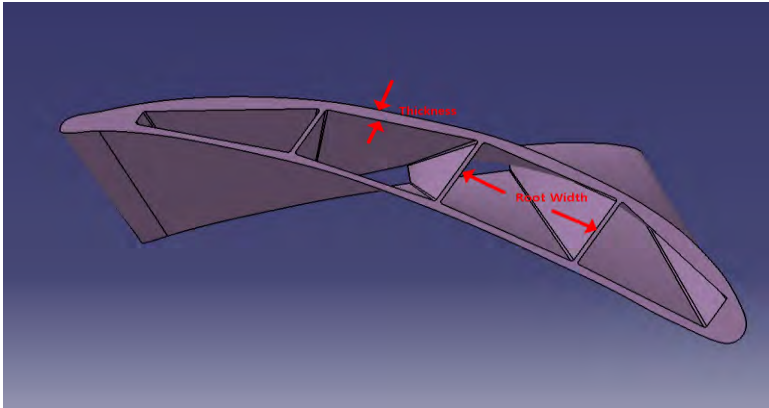
<Python code>



Altair Optimization Contest

Setup & Parameter

Setup



- find Length, Interval, Thickness, Root Width, Tip Width, Fillet
- Subject to
$$17\text{mm} \leq \text{Length} \leq 20.5\text{mm}$$
$$3\text{mm} \leq \text{Interval} \leq 4.5\text{mm}$$
$$3\text{mm} \leq \text{Thickness} \leq 4.5\text{mm}$$
$$97.5\text{mm} \leq \text{Tip Width} \leq 103\text{mm}$$
$$57.5\text{mm} \leq \text{Root Width} \leq 61.5\text{mm}$$
$$1\text{mm} \leq \text{Fillet} \leq 5\text{mm}$$
- Object Min_Fatigue Life ≥ 1 , Minimized Mass

- 20kg 이하의 blade를 설계함과 동시에 10,000 cycle를 버티는 blade를 제작하고자 위와 같은 제한 범위를 설정



Altair Optimization Contest

1st DOE

▶ DOE 1

	Active	Label	Varname	Lower Bound	Nominal	Upper Bound
1	<input checked="" type="checkbox"/>	Length	var_1	17.000000 ...	17.000000 ...	20.500000 ...
2	<input checked="" type="checkbox"/>	Thickness	var_2	3.0000000 ...	3.0000000 ...	4.5000000 ...
3	<input checked="" type="checkbox"/>	interval	var_3	3.0000000 ...	3.0000000 ...	4.5000000 ...
4	<input checked="" type="checkbox"/>	Tip_Width	var_4	97.500000 ...	103.00000 ...	103.00000 ...
5	<input checked="" type="checkbox"/>	Root_Width	var_5	57.500000 ...	61.500000 ...	61.500000 ...
6	<input checked="" type="checkbox"/>	Fillet	var_6	1.0000000 ...	1.0000000 ...	5.0000000 ...

<Parameter 대입>

- 6개의 인자를 갖고 있고, 주요 인자가 무엇인지 확인
- 비선형 정적 해석을 진행했기에, DOE 또한, 비선형성을 고려하여 box-Behnken 사용
- 추출할 Response 값은 **mass와 Min_Fatigue Life**

	Length	Thickness	interval	Tip_Width	Root...idth	Fillet
1	17.000000	3.0000000	3.7500000	97.500000	59.500000	3.0000000
2	17.000000	3.0000000	3.7500000	103.00000	59.500000	3.0000000
3	17.000000	4.5000000	3.7500000	97.500000	59.500000	3.0000000
4	17.000000	4.5000000	3.7500000	103.00000	59.500000	3.0000000
5	20.500000	3.0000000	3.7500000	97.500000	59.500000	3.0000000
6	20.500000	3.0000000	3.7500000	103.00000	59.500000	3.0000000

	Box Behnken	Box
	Value	
Design	Auto S... ▼	
Number of Runs	49	

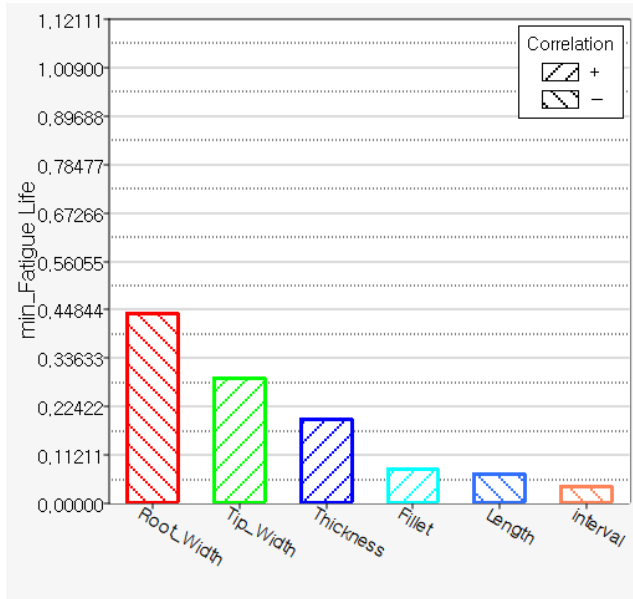
<Box-Behnken>



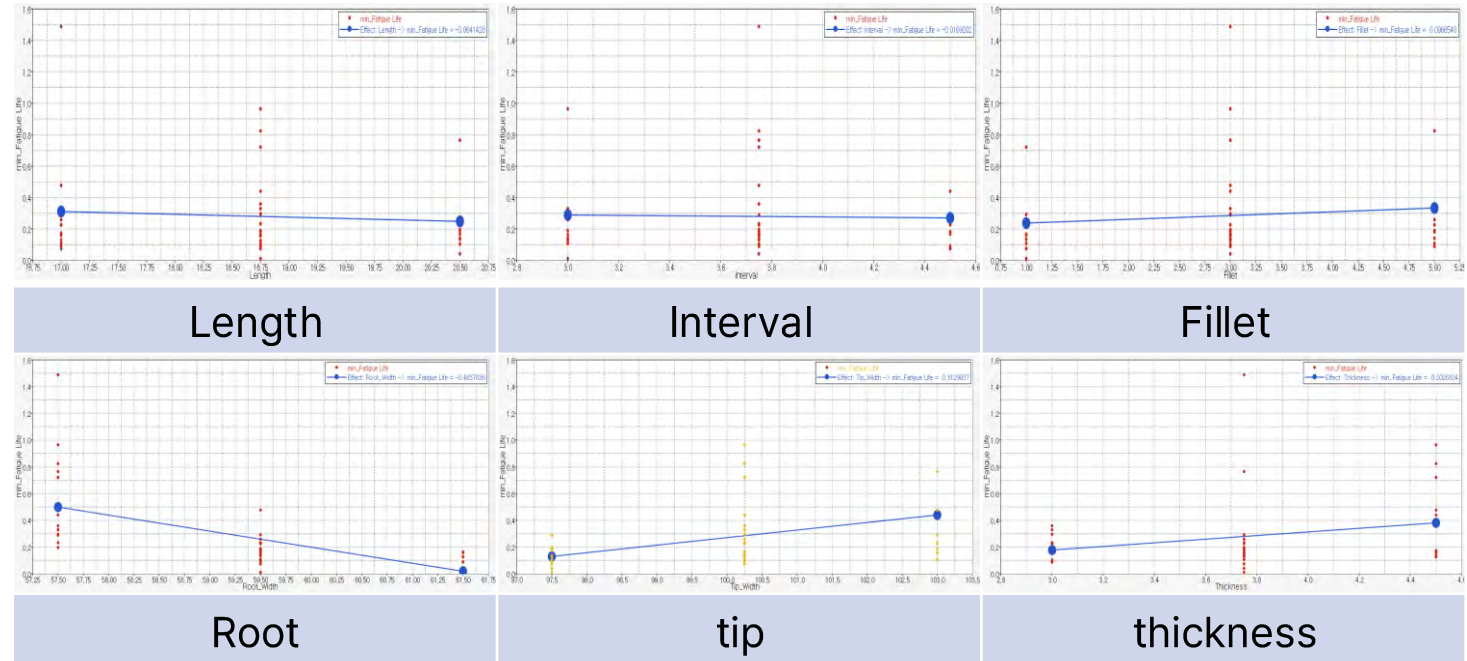
자동으로 수준을 바꿔가며 총 49번의 해석 진행
 소요시간 : 7h20m



Min_Fatigue Life Main factor analysis



<Min_Fatigue Life Pareto Plot>



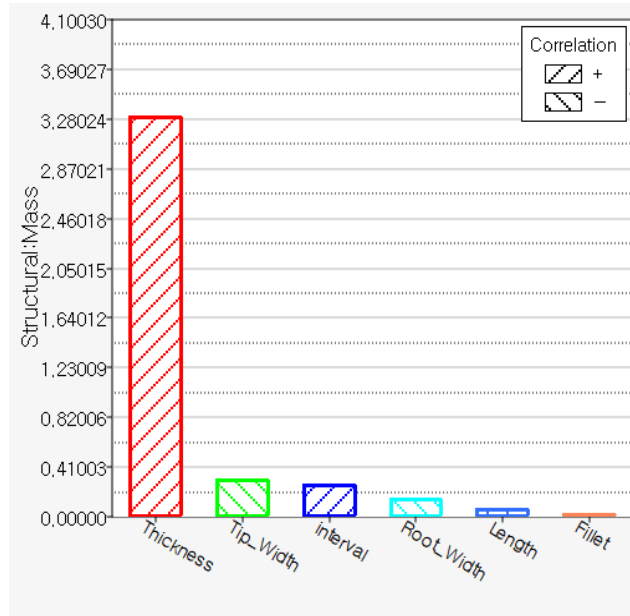
<Min_Fatigue Life Linear Effect>

- 위의 Pareto plot과 Linear Effect를 통해 Min_Fatigue Life의 경우 주요 인자는 Root Width, Tip Width, Thickness로 결론 내릴 수 있다.

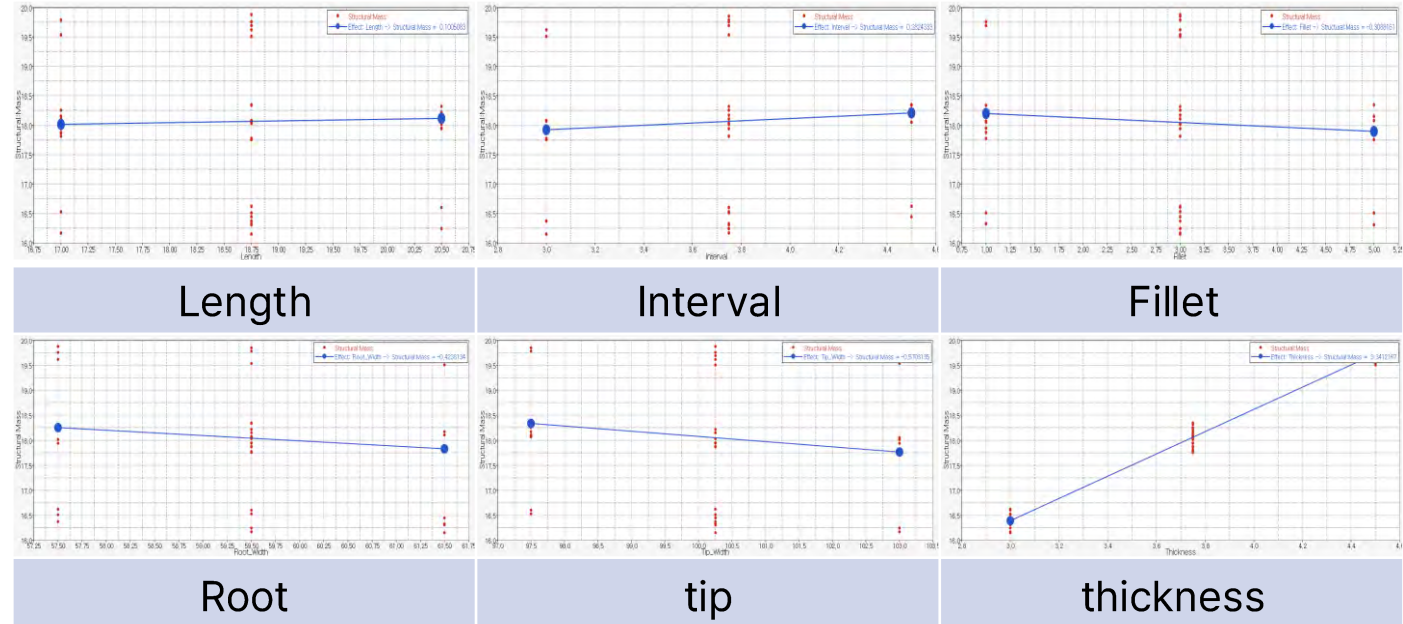


Altair Optimization Contest

Mass Main factor analysis



<Mass Pareto Plot>



<Mass Linear Effect>

- 위의 Pareto plot과 Linear Effect를 통해 Mass 의 경우 주요 인자는 Thickness가 절대적인 것을 알 수 있다.



1st Optimization

Fit 1 Optimization 1

- Fit: 앞서 진행한 1st DOE를 통해 얻은 data들을 이용하여 회귀식을 구해 근사모델을 설계
- Optimization: Fit 기능을 통해 만든 근사모델로 목표에 부합하는 최적값 도출

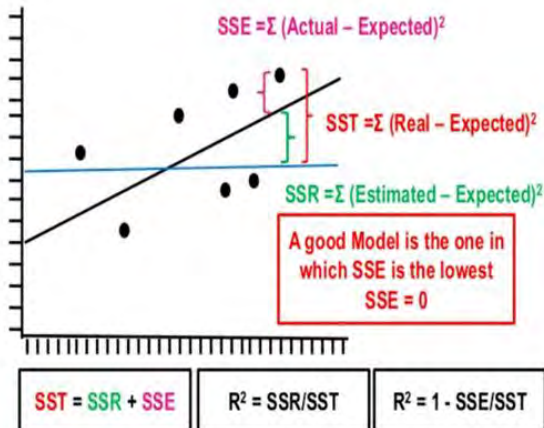
<input checked="" type="checkbox"/>	min_Fatigu...	r_2	m_1.min_Fati...	EXPRESSIO...	>= 1.0000000	...	Fit 1, R ² = 0.66
<input checked="" type="checkbox"/>	Structural...	r_3	m_1.Structur...	EXPRESSIO...	Minimize	...	Fit 1, R ² = 0.99

<1st 로 DOE 를 통한 목표 설정>

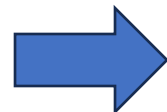
	min_...Life	Stru...Mass	Condition
36	1.0000000	18.904341	Feasible

<1st Optimization을 통해 얻은 결과>

- 10,000 cycle를 버티면서 동시에 최대한 경량화를 위해 위와 같이 목표를 설정
- 이때, Min_Fatigue Life의 결정계수가 0.66으로 다소 낮음을 확인할 수 있다.



- 결정계수 $R^2 = 1 - SSE/SST$ 로 결정계수가 낮을수록 회귀분석을 통한 회귀식이 실제 DATA 와 차이가 크다는 것을 의미



결정계수 R^2 을 올리기 위해 추가적인 DOE가 필요하다.



Altair Optimization Contest

2nd DOE

▶ DOE 2

	Active	Label	Varname	Lower Bound	Nominal	Upper Bound
1	<input type="checkbox"/>	Length	var_1	-17.000000 ...	17.000000 ...	-20.500000 ...
2	<input checked="" type="checkbox"/>	Thickness	var_2	3.0000000 ...	3.5000000 ...	4.5000000 ...
3	<input type="checkbox"/>	interval	var_3	-3.0000000 ...	3.7500000 ...	-4.5000000 ...
4	<input checked="" type="checkbox"/>	Tip_Width	var_4	100.25000 ...	101.50000 ...	103.00000 ...
5	<input checked="" type="checkbox"/>	Root_Width	var_5	57.5000000 ...	59.0000000 ...	59.5000000 ...
6	<input type="checkbox"/>	Fillet	var_6	-1.0000000 ...	3.0000000 ...	-5.0000000 ...

<Parameter 대입>

- 6개 인자 중 주요 인자인 Thickness, Root & Tip Width 만을 고려
- 지정한 값만 고려하여 비는 부분이 생기는 Box-Behnken이 아닌 빈 공간을 최소화하여 공간에 점을 균등하게 분산 시키도록 설계된 **Mels** 사용 -> 이를 통해 다양한 수준으로 분석하여 결정계수가 증가 할 것으로 판단

	Thickness	Tip_Width	Root...idth	max...ises	min...Life	Stru...Mass
1	3.0000000	100.25000	57.500000	929.35600	0.2994890	16.460100
2	3.3000000	101.35000	59.100000	935.27200	0.2561310	16.952500
3	3.6000000	102.45000	58.700000	929.89800	0.4773410	17.577800
4	3.9000000	100.80000	58.300000	928.84500	0.3697520	18.345800

	Value
Number of Runs	31
Sequence Offset	0

<Mels>



자동으로 수준을 바꿔가며 총 31번의 해석 진행
소요시간 : 4h 45m



Altair Optimization Contest

2nd Optimization

Fit 2 Optimization 2

<input checked="" type="checkbox"/>	min_Fatigu...	r_2	m_1.min_Fati...	-0.3635321	>= 1.0100000	...	Fit 2, R ² = 0.78 ▾
<input checked="" type="checkbox"/>	Structural...	r_3	m_1.Structur...	16.102764	Minimize	...	Fit 2, R ² = 1.00 ▾

	min_...Life	Stru...Mass	Condition
44	1.0089845	17.506026	Acceptable

<2nd Doe를 통한 목표 설정>

<2nd Optimization을 통해 얻은 결과>

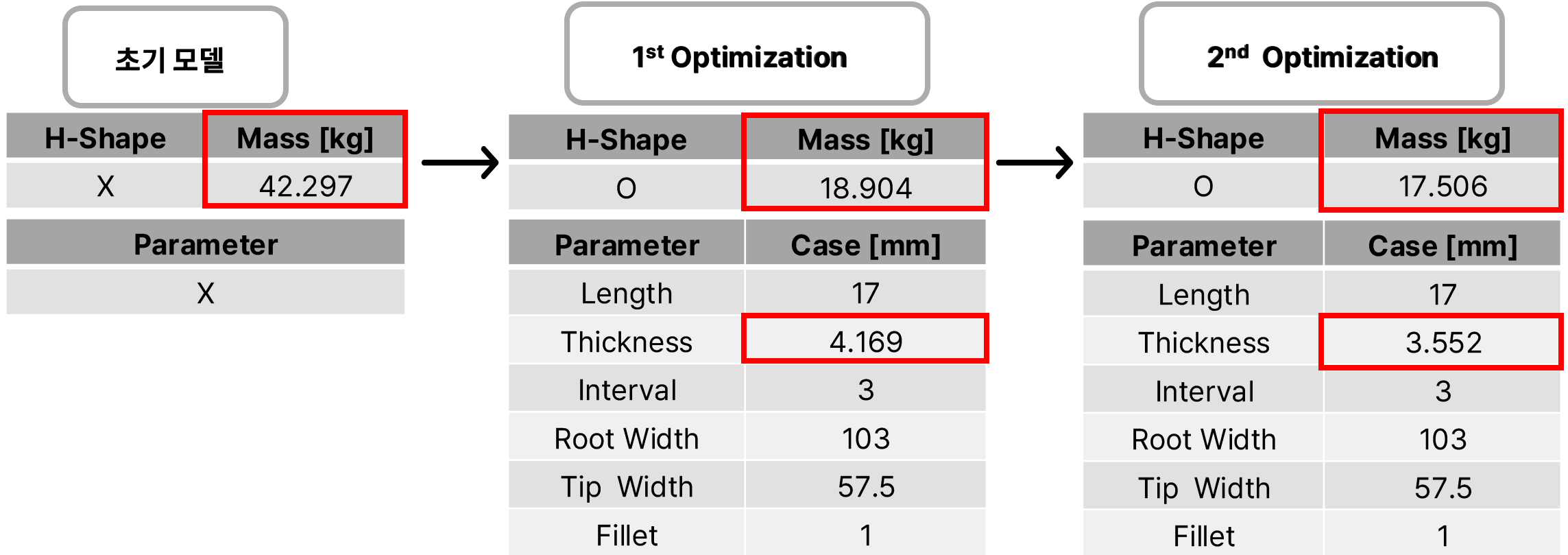
- 예측한대로 결정계수 R^2 0.66 → 0.78로 증가한 것을 알 수 있다. 이는 더 정확한 최적설계를 할 수 있음을 의미

Length	Thickness	interval	Tip_Width	Root...idth	Fillet	max_...ises	min_...Life	Stru...Mass
17.000000	3.6257499	3.0003000	103.00000	57.500000	1.0000000	922.67853	1.0599967	17.669203
17.000000	3.6257499	3.0000000	102.98970	57.500000	1.0000000	922.69243	1.0586835	17.669748
17.000000	3.6257499	3.0000000	103.00000	57.505750	1.0000000	922.70877	1.0566414	17.668875
17.000000	3.6257499	3.0000000	103.00000	57.500000	1.0001000	922.67853	1.0599967	17.669203
17.000000	3.5520209	3.0000000	103.00000	57.500000	1.0000000	922.82372	1.0089845	17.506026

- 설정한 Parameter와 goal을 적용
- Fitting된 근사모델을 통해 빠른 최적값 찾음
- HyperStudy의 Optimization 험계획법을 통해 기능으로 목표값을 만족하는 최적의 값을 도출



Optimized Model



- 목표인 Min_Fatigue Life는 최적화를 통해 10이상이 나오면서 동시에 최대한의 경량화를 진행



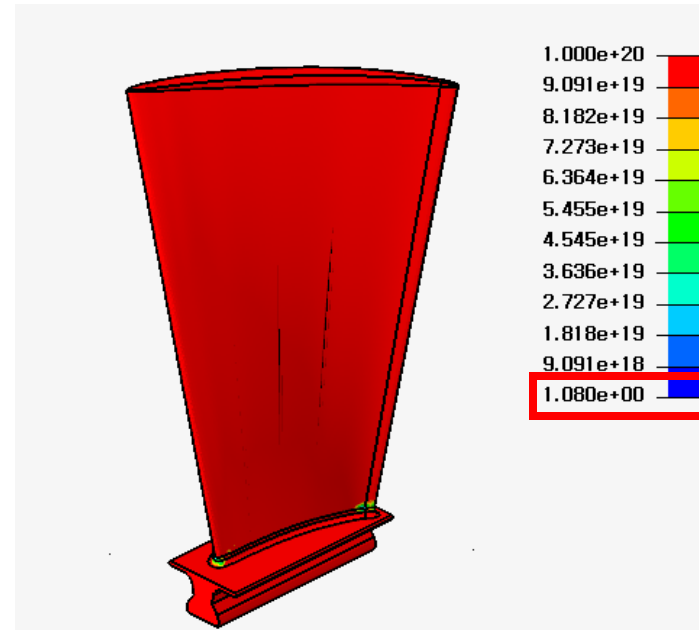
Optimized Model

초기 모델		1 st Optimization		2 nd Optimization	
Min_Fatigue Life	Mass [kg]	Min_Fatigue Life	Mass [kg]	Min_Fatigue Life	Mass [kg]
5.648	42.297	1	18.904	1.008	17.506

→ -57.22% → -7.11%



- 최종적으로 -58.61% 경량화 진행
- Min_Fatigue Life : **1.008** ≥ 1 로 목표 성립
- 최종 최적화된 parameter로 해석 시
Min_Fatigue Life=1.08 이는 HyperStudy를 통해 얻은 결과와 6.7% 차이로 이는 결정계수에 의한 오차로 보임





Overall Result

⇒ 공력해석결과

Rotor축방향으로의 유입 유동에 대한 항력에 대해 분석했고, Root부에 가장 큰 전단 모멘트가 작용한다는 사실에 기인해 보수적으로 계산한 결과, $\frac{\sigma_{Aero}}{\sigma_{cf}} \approx 10^{-5}$ 으로 구조체의 응력분석에서 무시 가능한 것을 확인.

⇒ 모드해석결과

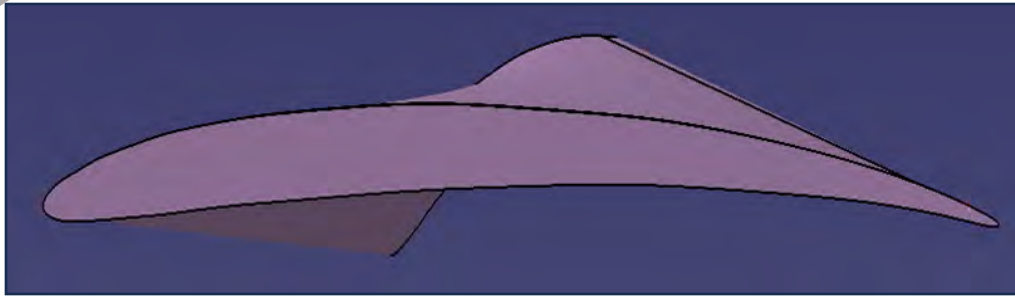
피로해석 시 동적효과를 고려해야 하는 지의 여부 판단을 위해 4000RPM으로 일정하게 회전 할 때, 모드분석을 통해 Campbell Diagram을 도 시했고, 그 결과 Critical Region (Exciter Box)의 들어오지 않아, **준 정적 피로해석이 가능함을 확인**

⇒ 구조해석결과

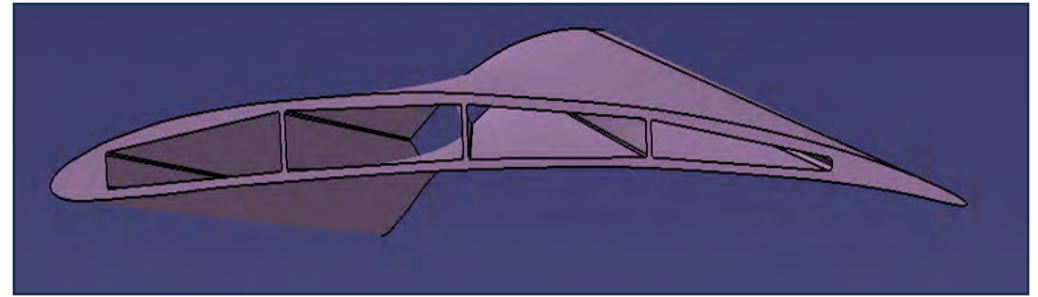
- 1) 회전에 의해 발생하는 원주응력에 의한 응력 분포와 변위를 **비선형 정적 해석**을 통해 분석, 이를 통해 얻은 힘이 반복적으로 가해질 때, 몇 cycle에서 파단이 나는지 확인하기 위해 피로해석을 진행
- 2) 설정한 parameters 중 최적값을 도출하기 위해 실험계획법(DOE) 진행하고, Pareto plot 및 Line Effect plot을 통해 주요인자를 추출-> Root & Tip Width, Thickness 임을 확인하였고, Root Width가 작을수록 Tip Width, Thickness가 클수록 Min_Fatigue Life가 커지는 경향을 보임
- 3) 1st DOE에서 결정계수가 0.66임을 확인하고 주요인자들로 이루어진 2nd DOE를 통해 결정계수를 0.78로 상향시켜 최적화를 다시 진행, 최종적으로 10,000 cycle을 버티며 최대 경량화를 얻기 위한 blade를 최적 parameter 값 도출



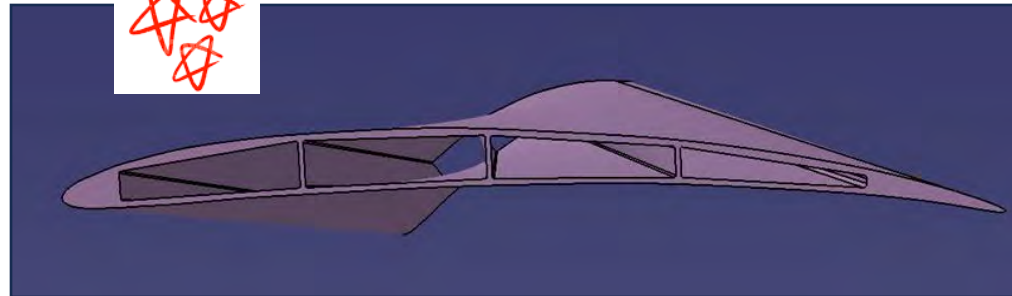
Overall Result



초기 모델



1st optimization



2nd optimization

Tip 단면 형상의 변화

	1 st	2 nd
thickness	4.169	3.552

*그 외 parameters는 동일

	Min_Fatigue Life	Mass [kg]
초기 모델	5.648	42.297
1 st optimization	1	18.904
2 nd optimization	1.008	17.506

-57.22%
-7.11%

4) 10,000cycle를 버팀과 동시에 초기 모델에 비해 최종적으로 **-58.61%** 경량화를 진행하여 성공적인 최적설계를 함



Altair Optimization Contest

Referenced Papers

1. Mirghani, A. A. M. (2023). *Fatigue Strength Analysis of CFM56-7B Turbofan Engine Fan Blade* (Master's thesis, California State University, Sacramento). Tuninetti, V., & Sepúlveda, H. (2024).
2. Computational Mechanics for Turbofan Engine Blade Containment Testing: Fan Case Design and Blade Impact Dynamics by Finite Element Simulations. *Aerospace*, 11(5), 333
3. Zhang, X., Chen, W., Hu, D., & Wang, R. (2023). An Efficient Approach for Parametric Modeling and Prediction of the Hollow Blade Manufacture Shape. *Aerospace*, 10(2), 145.
4. 유희희. (1992). 회전 외팔보의 굽힘 진동해석. *大韓機械學會論文集*, 16(5), 891-898.
5. Raju. Yatnal. B, "Evaluation of the Turbine Bladed Disc Design for Resonant Vibration Excitation", *IRJET* 4, no.8 (2017) : 1412-1419
6. pw-4000 사건 경위 조사 보고서 <https://aerossurance.com/safety-management/ndi-failures-b777-pw4077-fbo/>
7. 출처] 두산백과, <http://www.doopedia.co.kr>
8. [출처] KOCW, [KOCW/document/pusan/leeinwon\(kocw.net\)](http://kocw.net/document/pusan/leeinwon)
9. 이승훈, Design Parameter를 이용한 SimLab DOE Setup 방법 안내, SimLab 웨비나 시리즈, 2021
10. 야곰야곰 CAE: 꿀바른 HyperWorks(제 28편 Nonlinear Analysis-1-) <https://blog.altair.co.kr/40249/>
11. Altair Campbell diagram https://2021.help.altair.com/2021/hwdesktop/hg/topics/hypergraph/campbell_diagram_r.htm



Altair Optimization Contest
감사합니다!!

Team **공공학도**였습니다!

