최적설계 프로젝트 최종보고
'09. 12. 9 (화)

2009 Optimum Design

Design of Main Wing for weight

2003007839 김 윤 성

2005007051 김 창 섭

Contents

Intro. To Last Design

- 중간발표 참고 모델

  수송기 C-295의 축소 모델 (Scale 1:15)

Intro. To Last Design

- 설계변수 선정
  - Thickness of Spar : t_s
  - Number of Ribs : N_r

- 목적함수 : 무게 최소화

$$\boxed{f = \rho V = \rho(A_r t_r N_r + 2Lw_s t_s)}$$

Area of rib : A_r

Thickness of Rib : t_r

Wing span : L

Height of spar : w_s

Density of Material : ρ

Intro. To Last Design

- 구속조건

Rib개수 구속조건

$$\sigma = E\varepsilon \le \sigma_Y$$

$$\varepsilon = \sqrt{1 + \frac{2ab}{a^2 + b^2}\sin\theta} - 1$$

$$E = 250MPa$$

$$\sigma_Y = 20MPa$$

$$\phi_{wing} \le 4\ \deg$$

Spar두께 구속조건

$$\begin{cases} \sigma \le \sigma_{max} \\ \tau \le \tau_{max} \end{cases}$$

$$\tau_{\max} = \frac{3V}{2A} = \frac{3V_{\max}}{2 \times 2ht_s}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{My}{I} = \frac{M_{\max}\frac{h}{2}}{2 \times \frac{1}{12}t_s h^3}$$

Intro. To Last Design

- 최적해 도출 결과

Spar의 두께	$t_s = 1.1024cm$
Rib의 개수	$N_r = 11$

- 개선요소
  - 구조를 구성하는 재료의 강성은 높은데 반면 매우 가벼움
  - Fluent를 통하여 구한 압력 데이터의 신뢰성 검증 필요
  - 모델 기체의 성능 및 제원이 알려져 있지 않음

실제 기체로의 모델 전환 필요

Problem Re-Formulation

STEP 1 / Problem Statement

- Rib와Spar의 개수가 많을 수록 강성이 증가하지만 무게가 무거워지므로 높은 양력이 필요

Rib와 Spar에 따른 날개 구조의 하중과 Chord Length와 Aspect Ratio에 의해 결정되는 날개 크기에 의한 하중을 최소화 하도록 설계방향 설정

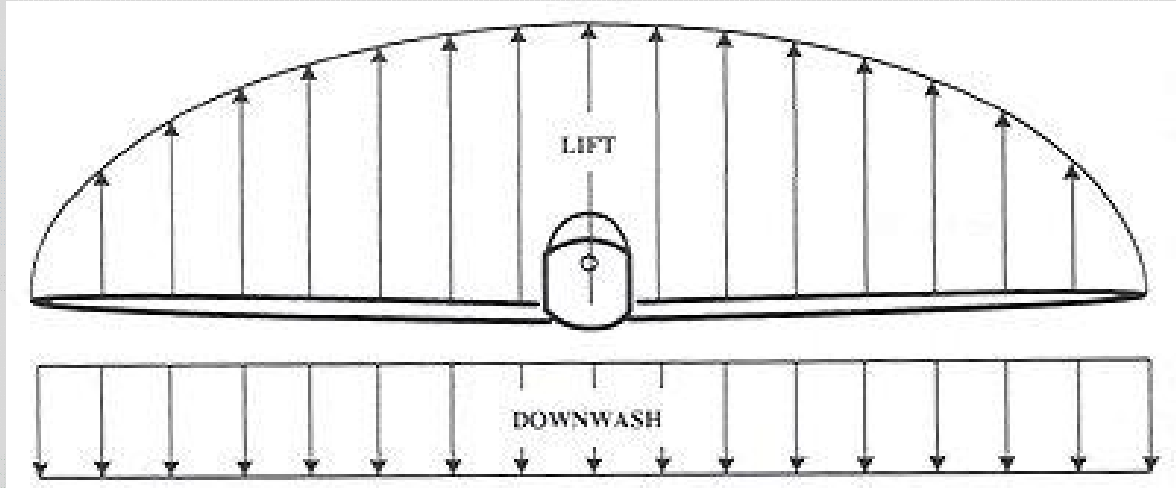
- 필요한 양력을 만족시킬 수 있는 날개의 형상에 대한 최소한의 Chord Length와 Aspect Ratio를 결정

Problem Re-Formulation

STEP 2 Data and Information Collection

- 주의 설계 파라미터
  - **Aspect Ratio** : 날개의 길이(b : wing span)와 시위(c : chord)의 비
  - **Ta**

Taper Ratio & 양력분포



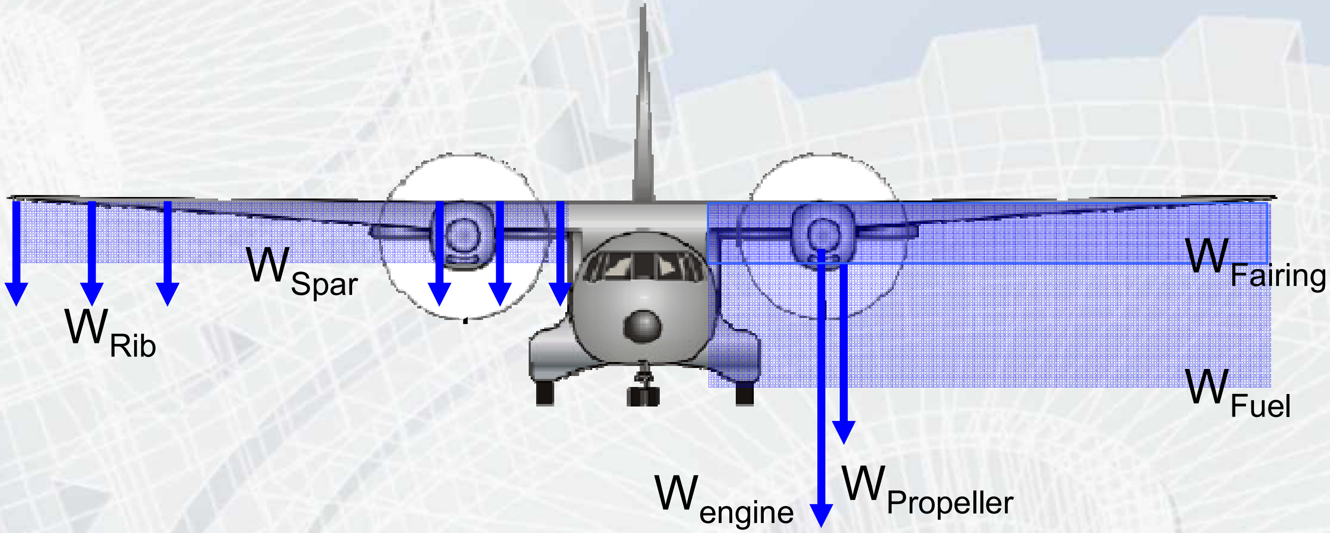
$$\lambda \simeq 0.25$$

출처 : Aircraft Design : A Conceptual Approach (AIAA Education series)

Problem Re-Formulation

STEP 2 Data and Information Collection

- 기체의 주익에 작용하는 힘 분석(계류중)



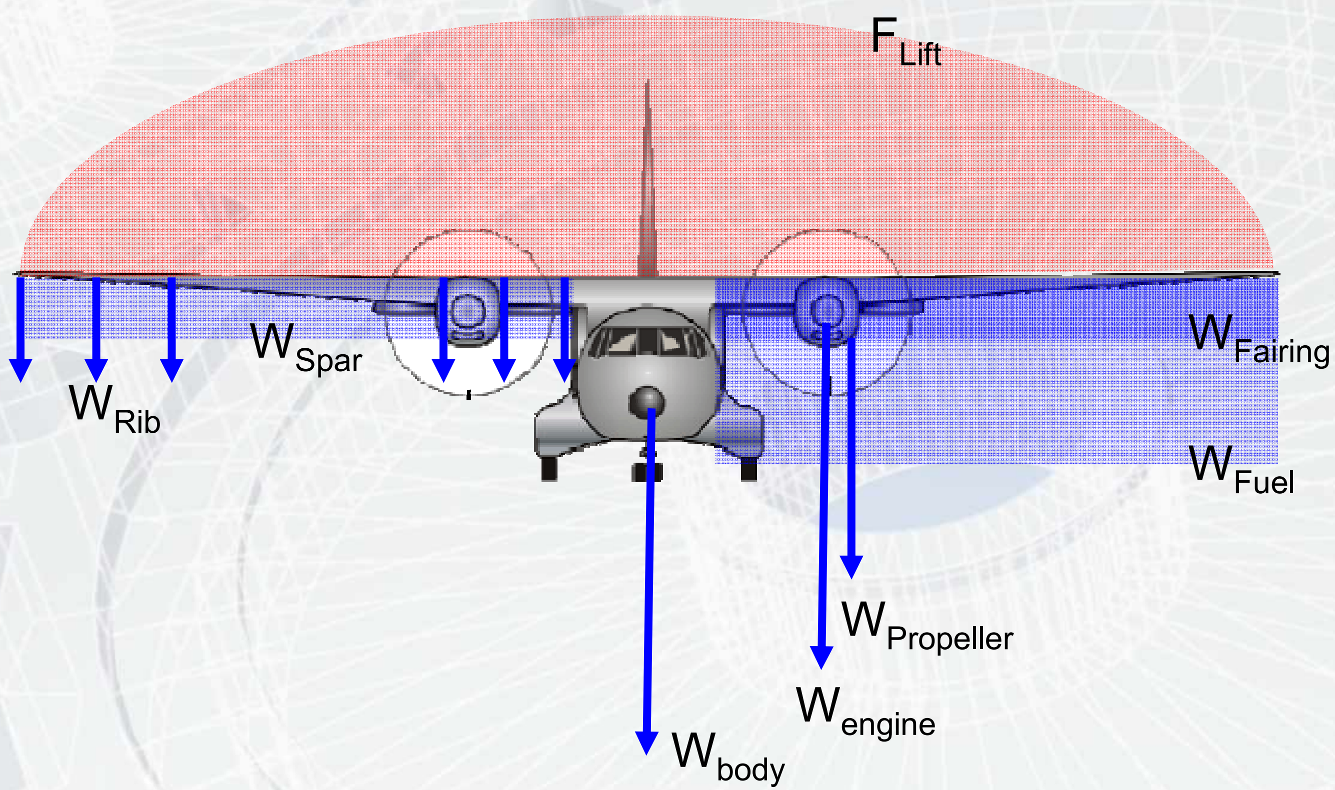
Property	Rating	Unit
W_{engine}	521.64	Kg
$W_{propeller}$	163.7	Kg
W_{rib} , W_{spar} , W_{fuel} , $W_{fairing}$	Depend on Design Variables	

출처 : Pratt&Whitney corp.(Engine)
Hamilton Standard corp.(Propeller)

Problem Re-Formulation

STEP 2 / **Data and Information Collection**

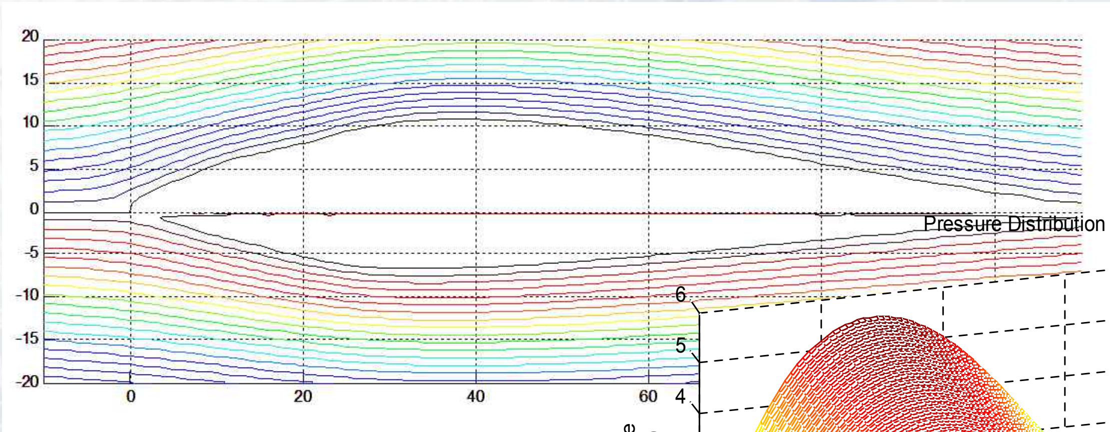
- 기체의 주익에 작용하는 힘 분석(운항중)



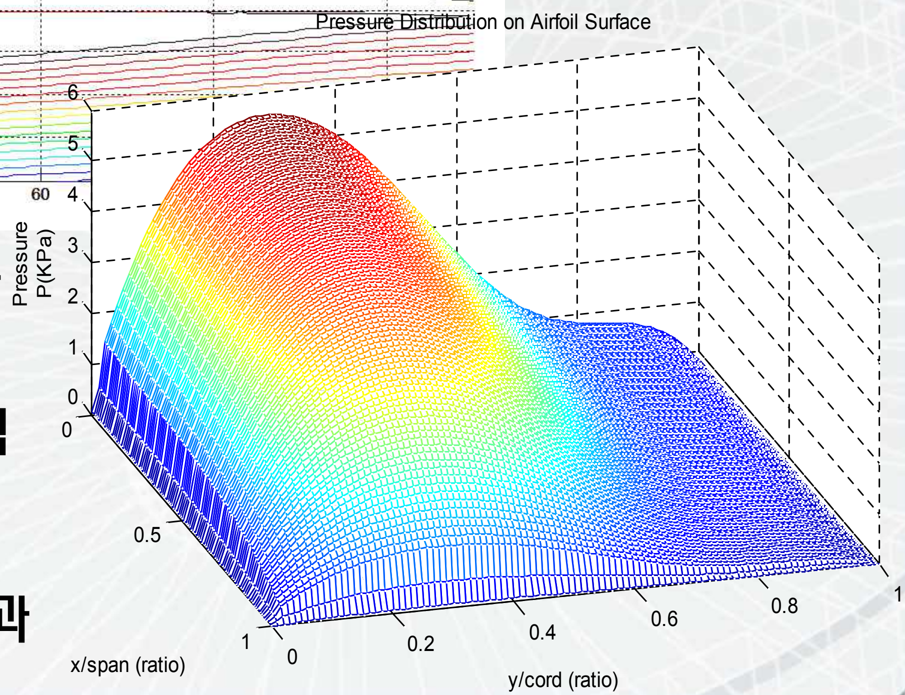
Problem Re-Formulation

STEP 2 Data and Information Collection

- 날개에 작용하는 압력분포 계산
  - 익형은 NACA 66(2)-415로 가정



  - Potential Flow해석 방법을 통해 날개 형상을 구현 후 날개 주위의 유동장을 해석
  - 기체의 순항 속도는 V=100m/s로 설정한 결과



Problem Re-Formulation

STEP 2 Data and Information Collection

- 설계 재료 선정
  - 구조 재료 : 2024-T3(AlCuMg2)

Property	Rating	Unit
Young's Modulus	70000	MPa
Shear Modulus	27500	MPa
Tensile Strength	215	MPa
Elongation	13	%
Yield Strength	140	MPa
Density	2770	kg/m^3

출처 : www.matbase.com

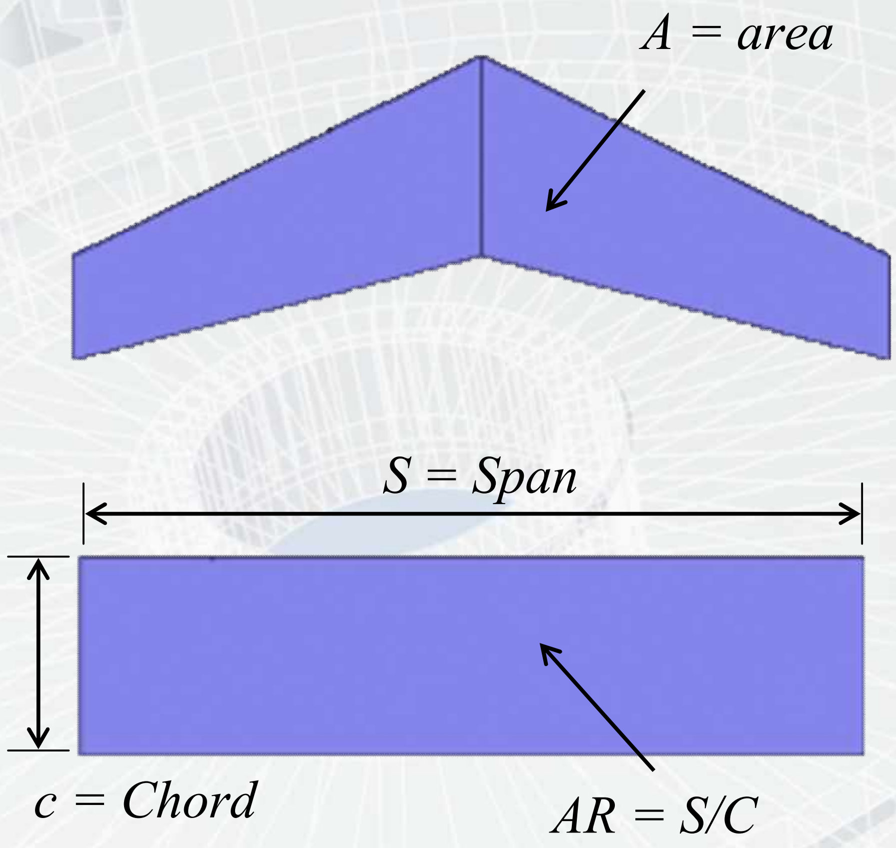
  - 연료 : Kerosene계열(Jet A-1)

Property	Rating	Unit
Density	807.5	kg/m^3

Problem Re-Formulation

STEP 3 | Design Variables

- 최적화의 목적에 의해서 변수 결정
- Design Variables
  - Aspect Ratio : AR
  - Chord Length : c
  - Spar Thickness : t_s
  - Num. of Ribs : N_r



Problem Re-Formulation

STEP 4 Cost function

- 주익의 무게 최소화

$$
\begin{aligned}
f &= f(r_{AR}, c, t_s, N_r) \\
&= W_{rib} + W_{fairing} + W_{spar} + W_{fuel} \\
&= \rho_{al}(V_{rib} + V_{fairing} + V_{spar}) + \rho_{fuel} V_{fuel}
\end{aligned}
$$

Where, $V_{rib} = A_r - \sum_{i=1}^{N_r} \frac{i}{N_r} t_r A_r (1-\lambda) = t_r A_r (N_r \lambda - (N_r + 1)(1-\lambda)/2)$

$$V_{spar} = 0.1 \times L_c^2 r_{AR} t_s$$

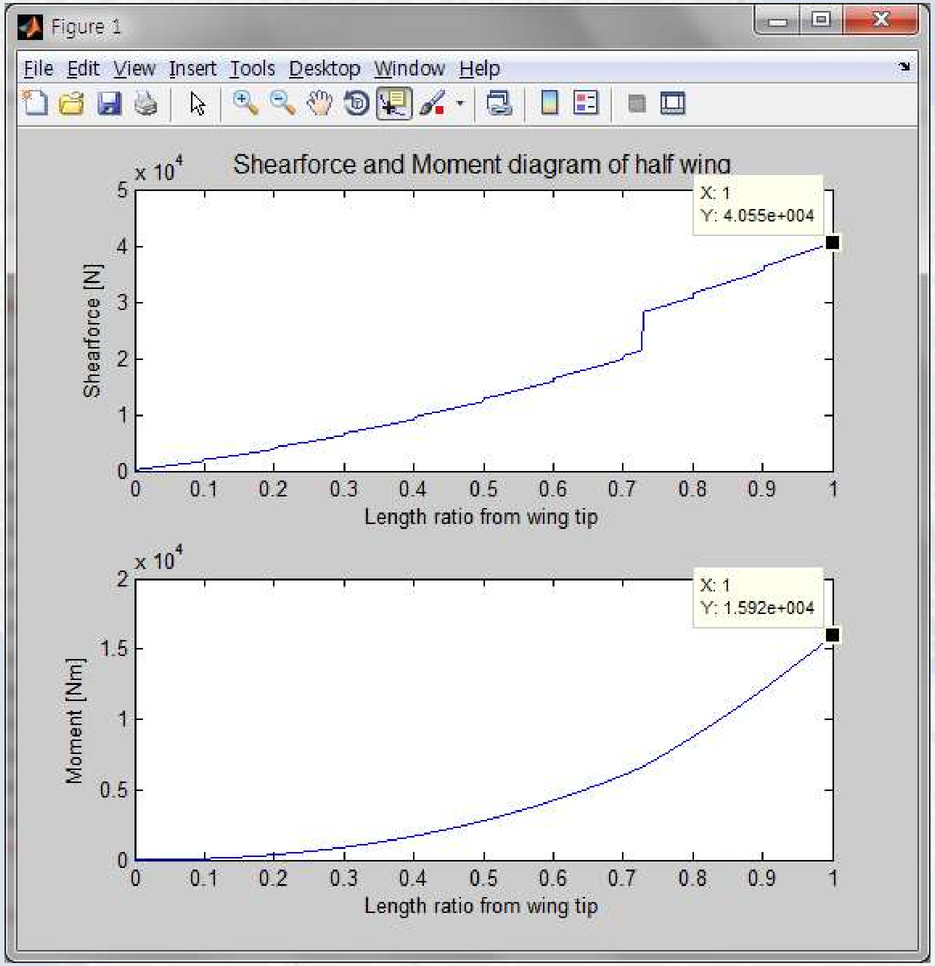
$$V_{fairing} = t_f L_c r_{AR} p_{foil} (1+\lambda)/4$$

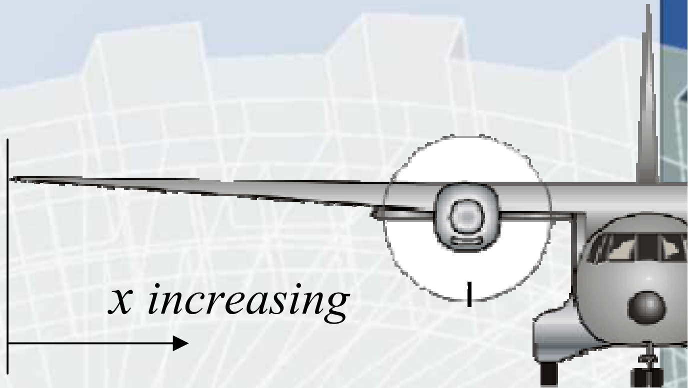
$$V_{fuel} = A_{foil} L_c r_{AR} - V_{rib} - V_{spar} - V_{fairing}$$

Problem Re-Formulation

STEP 5 Constraints

- 주익의 길이방향 전단력 및 모멘트에 대한 제한조건





$$\begin{cases} \sigma \le \sigma_{max} \\ \tau \le \tau_{max} \end{cases}$$

Problem Re-Formulation

STEP 5 Constraints

$$V_{max} = \sum_{i=0}^{N_r-1} 0.10106 L_{c,i} t_r \rho g + 0.05 \rho g L_c{}^2 t_s r_{AR} + 0.05053 \rho_{fuel} g L_c^2 r_{AR} + 1.0232 \rho g L_c{}^2 r_{AR} + g(m_{engine} + m_{prop})$$

$$Where, \sum_{i=0}^{N_r-1} L_{c,i} = L_c(\lambda N_r + (1-\lambda)(N_r - 1)/2)$$

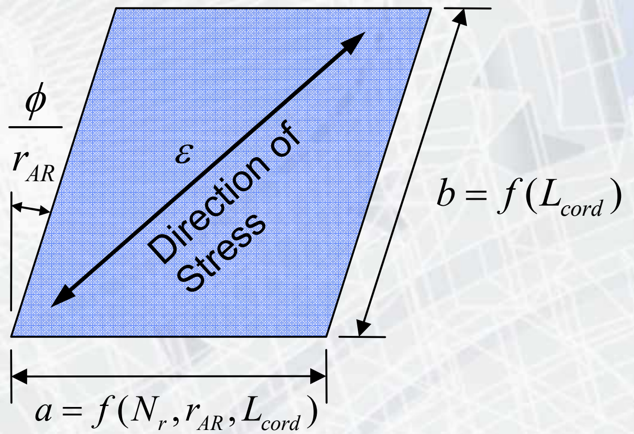
$$M_{max} = 0.10106 t_r \rho L_c g[\frac{(N_r - 1)(2N_r - 1)}{6N_r} + \frac{(1-2\lambda)(N_r - 1)}{2} + \lambda N_r] + 0.025 \rho L_c{}^2 r_{AR} t_S g + 0.05053 \rho_{fuel} g L_c{}^2 r_{AR}(\frac{\lambda}{2} + \frac{1-\lambda}{3}) + 1.0232 \rho g t_f L_c{}^2 r_{AR}(\frac{\lambda}{2} + \frac{1-\lambda}{3}) + 0.27132 g(m_{engine} + m_{prop})$$

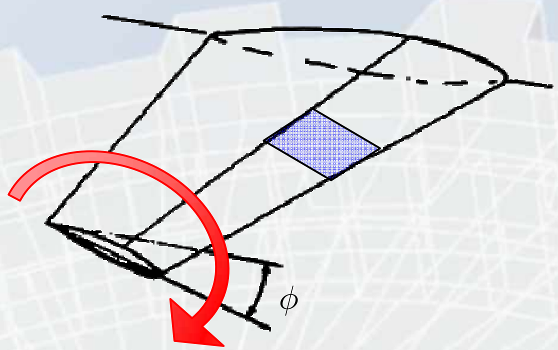
g1: $\tau_{\max} = \frac{3V}{2A} = \frac{3V_{\max}}{2 \times 2 \times 0.1 L_c t_s}$ **g2:** $\sigma_{\max} = \frac{My}{I} = \frac{M_{\max} 0.05 L_c}{2 \times \frac{1}{12} t_s (0.1 L_c)^3}$

Problem Re-Formulation

STEP 5 Constraints

- 날개의 비틀림 파손에 대한 제한조건





g3: $\sigma_{dis} \leq \sigma_{max}$

Where, $$\sigma_{dis} = E\epsilon = E(\sqrt{1 + \frac{2ab}{a^2 + b^2}\sin\frac{\phi}{r_{AR}}} - 1)$$

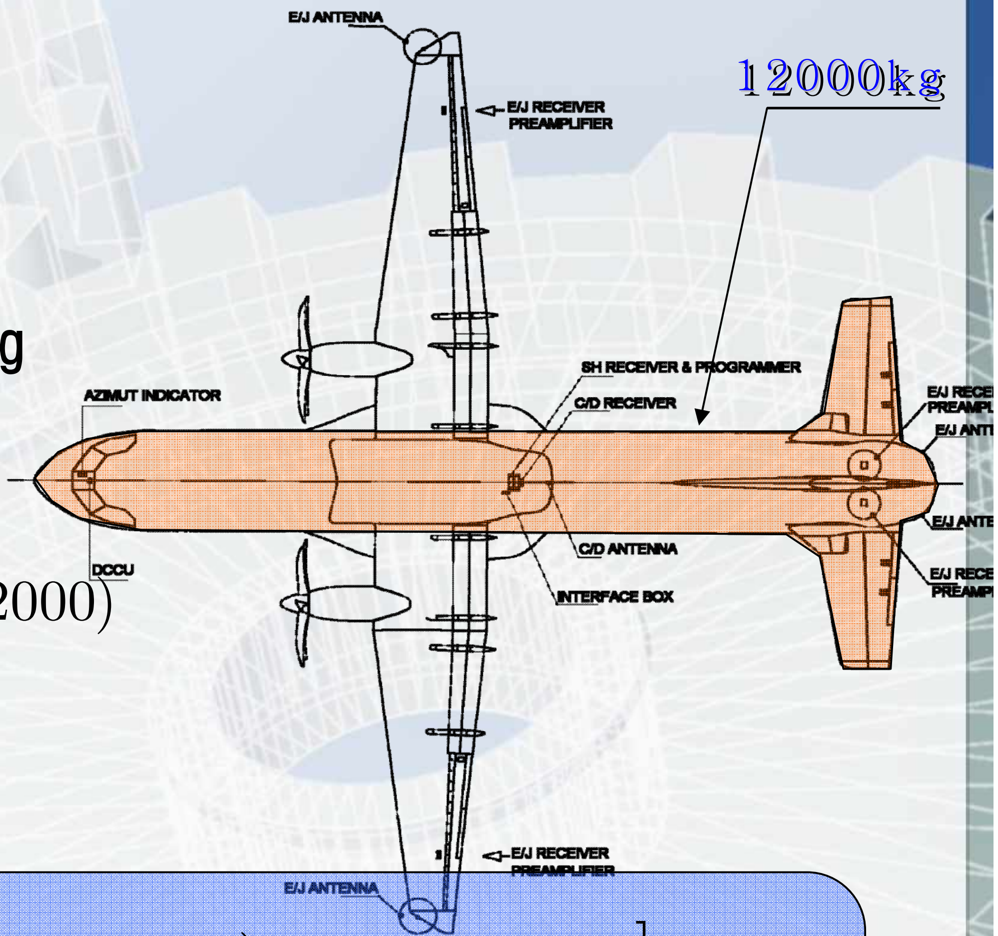
$$a = \frac{r_{AR}L_c}{2N_r},\ b = \frac{1.0335}{3}L_c$$

Problem Re-Formulation

STEP 5 Constraints

- 양력에 대한 제한조건

  - 기체 총 중량 : 23000kg
  - 동체중량 : 12000kg
  - $W_{lift} \geq g(2m_{wing} + 12000)$



g4: $W_{lift} \geq \left[f(t_s, N_r, r_{AR}, L_c) \times 2 + 12000 \right] \times 9.8$

Problem Re-Formulation

STEP 5 Constraints

- 항력으로 인한 페어링 변형에 관한 제한조건

  - 항력(Total Drag) = 유도항력(Induced Drag) + 압력항력(Pressure Drag)

$$Total\ Drag : \frac{Lift\ Force}{Wing\ Span} \times \sin 5° + Area \times C_D \times \frac{1}{2}\rho v^2$$

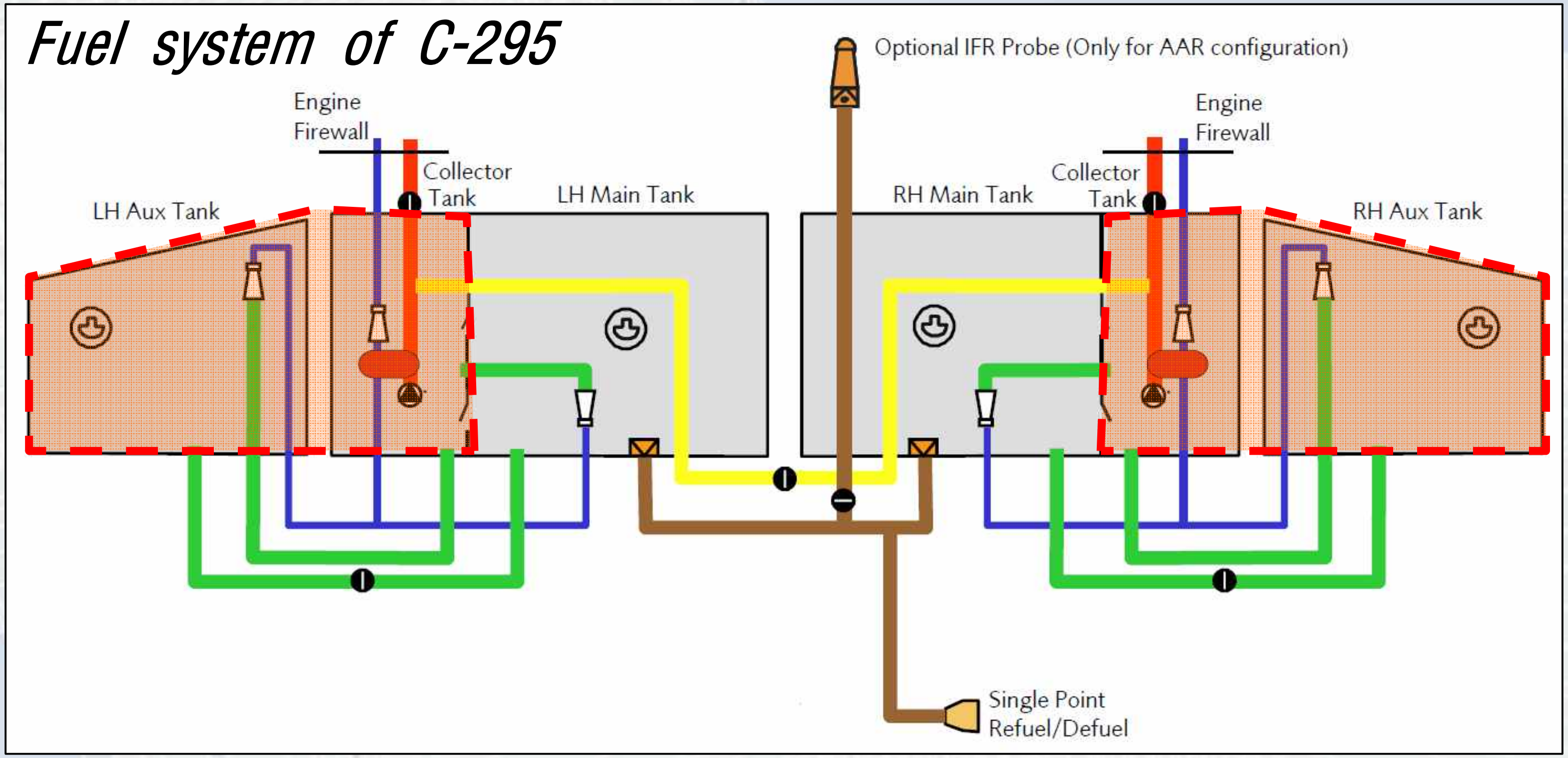
출처 : Aircraft Design : A Conceptual Approach (AIAA Education series)

g5: $$\frac{\left[\frac{F_{lift}}{L_c r_{AR}} \sin 5° + 0.10106 r_{AR} L_c \times 0.04 \times \frac{1}{2} \times 0.459 \times 100^2\right]}{N_r \times t_f \times L_c} \leq \sigma$$

Problem Re-Formulation

STEP 5 Constraints

- 연료탱크 저장용량에 대한 제한조건

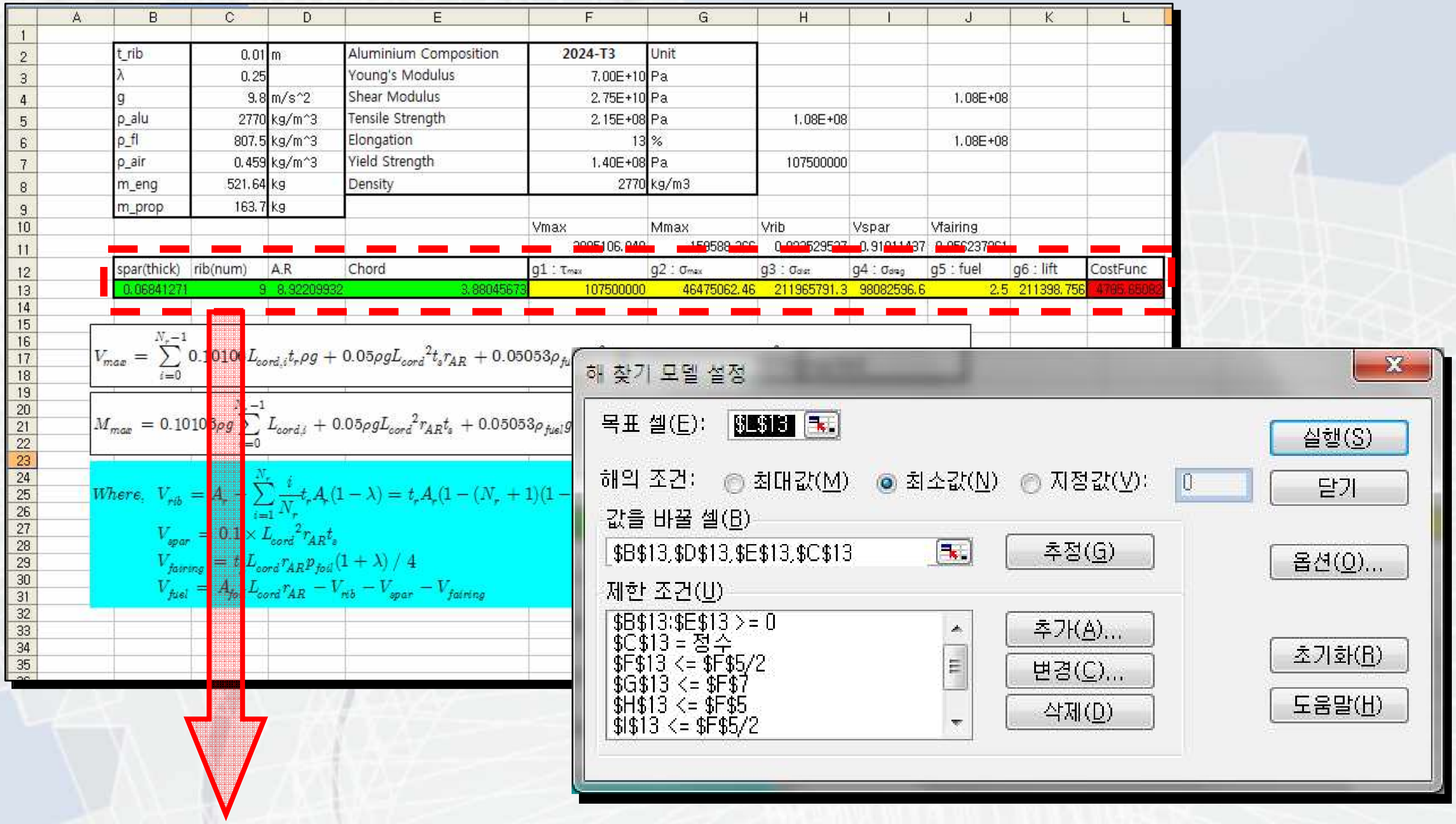


출처 : EADS "C-295 Technical Review"

g6: $V_{fuel} \geq 5\,m^3$

Analysis and Solution

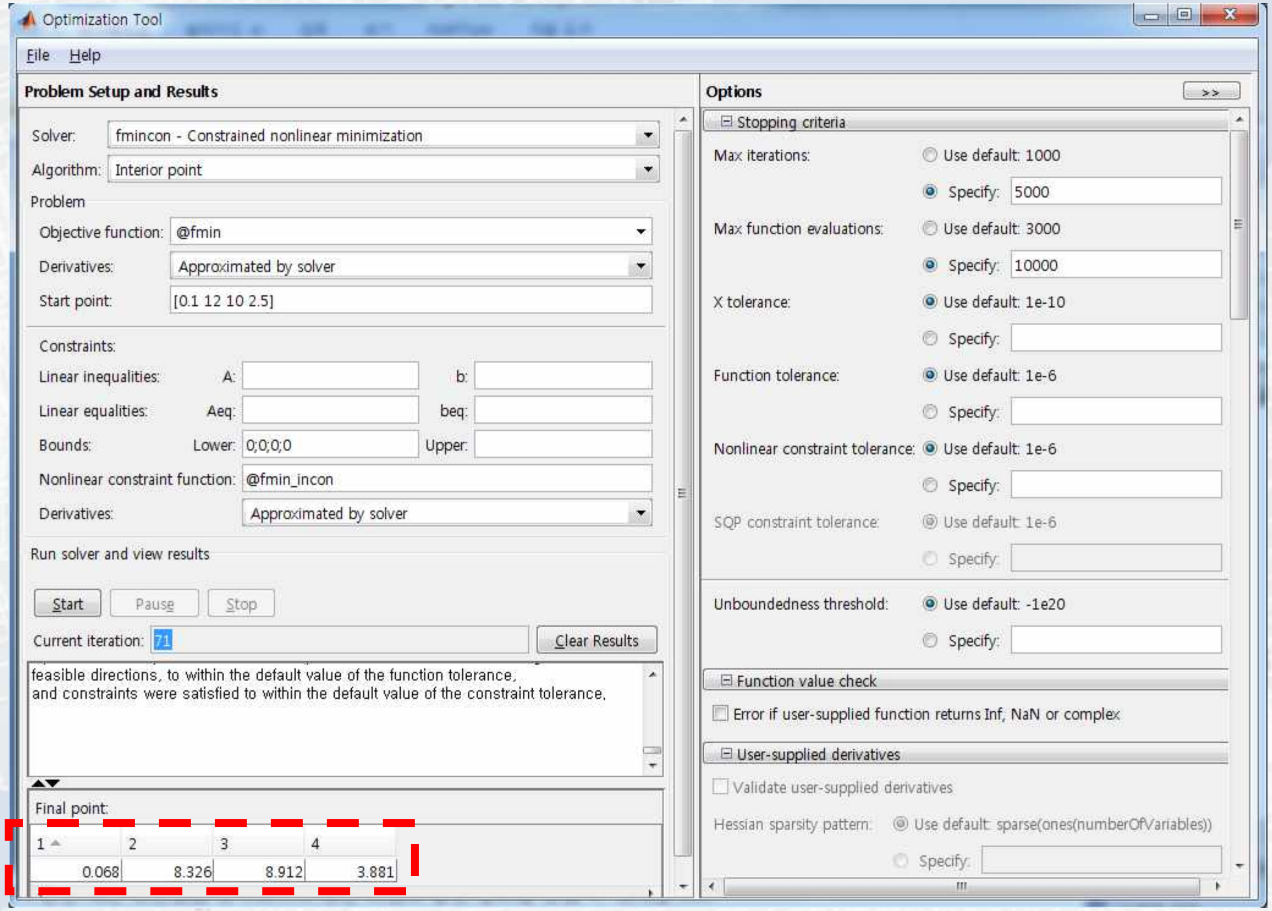
- MS Excel의 해찾기 마법사를 이용한 결과



$$t_R^{\;*} = 0.68413,\ N_r^{\;*} = 9,\ r_{AR}^{\;*} = 8.9221,\ L_c^{\;*} = 3.8805,\ f^{*} = 4785.6508$$

Analysis and Solution

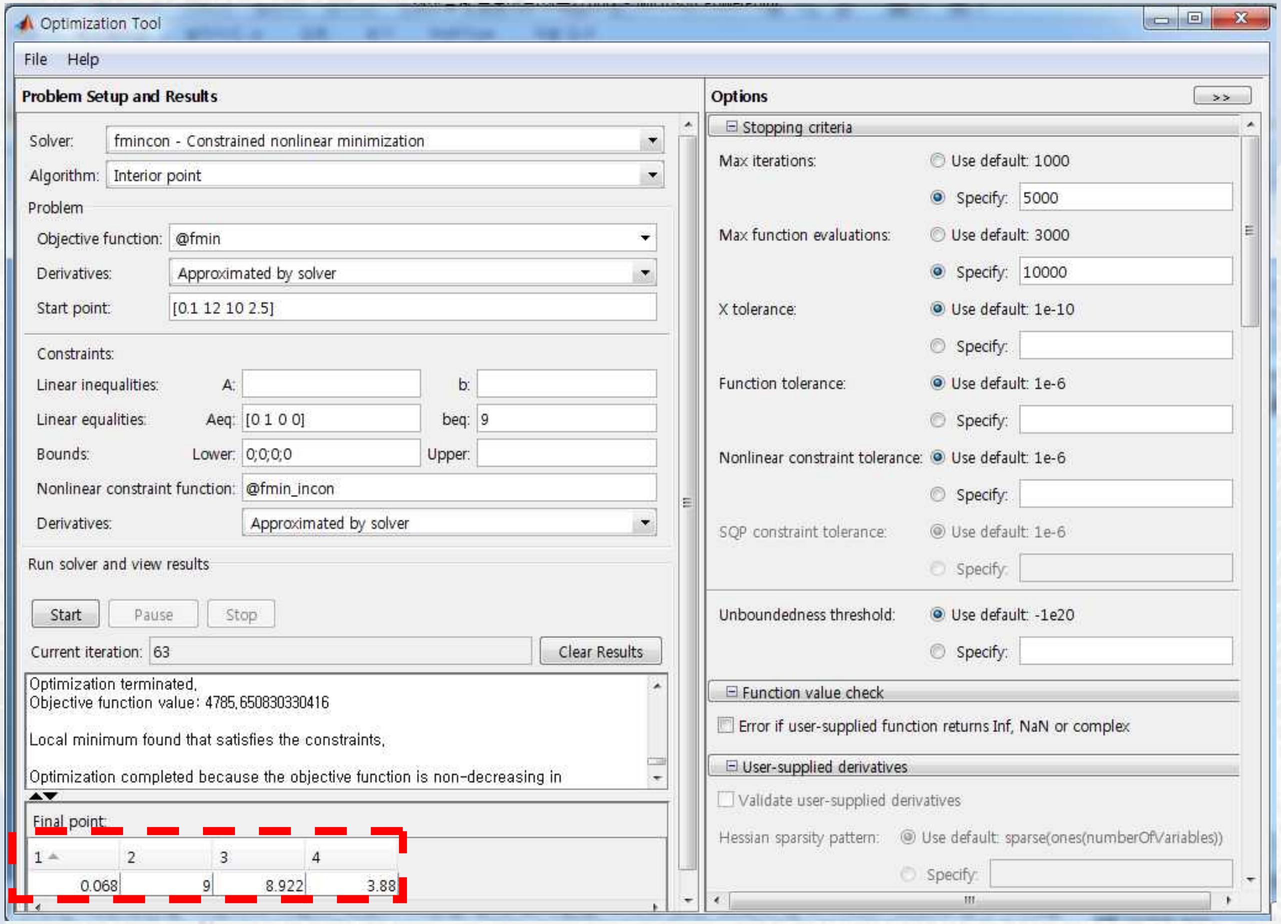
- MATLAB의 최적화 Tool을 이용한 결과



$$t_R^* = 0.68413,\ N_r^* = 8.3255,\ r_{AR}^* = 8.9125,\ L_c^* = 3.8808,\ f^* = 4776.1602$$

Analysis and Solution

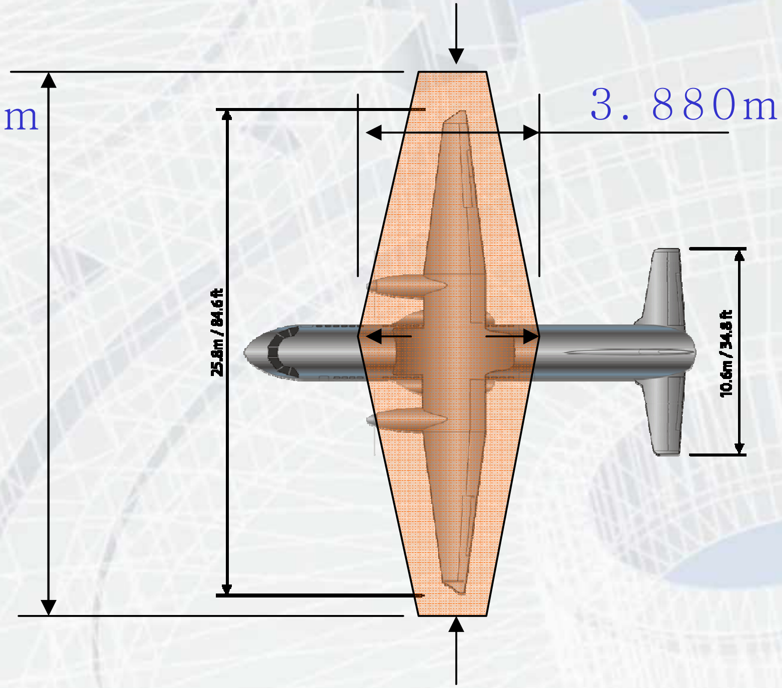
- MATLAB의 최적화 Tool을 이용한 결과



$$t_R^{\ *} = 0.68413,\ N_r^{\ *} = 9,\ r_{AR}^{\ *} = 8.9221,\ L_c^{\ *} = 3.8804,\ f^{\ *} = 4785.6508$$

Discussion

- 최적해를 구한 결과
  - Aspect ratio는 감소하고 Chord길이는 증가함
  - 전체적으로 주익의 크기는 증가하였지만 본래 설계된 기체의 주익보다 경량화된 주익을 얻을 수 있었음



M_{before}=11000kg → W_{after}=9571kg

Discussion

- Feasible Region 확인 불가
  - 설계변수가 4개임에 따라 3차원 공간에 나타낼 수 없음
- MATLAB Optimization Toolbox 사용 제한
  - 설계변수는 실수와 정수의 혼합된 형태
  - 제약조건은 모두 비선형 형태로 존재
    - ► 비선형 제약조건에 의해 `fmincon`을 이용하였을 경우 직접적으로 정수조건 부여 불가
    - ► 정수형 설계변수를 직접 변화시키면서 해의 수렴 양상 관찰
- 해석모델 보완 필요
  - Aeroelastic(공탄성)에 의한 제한조건 도입 필요
  - 실 기체 설계에 사용되는 요소 도입 및 반영
    - 실제 Rib 형상 및 구조, Control Surface 등

Thank you!

Q & A

Thank you!