

최적설계 프로젝트
'09. 10. 15 (목)



2009

Optimum Design

2003000000
김 윤 성

2005007051
김 창 설

Contents

- 1 Backgrounds
- 2 Problem Formulation
- 3 Solution and Analysis
- 4 Discussion

Backgrounds

- **항공기의 이륙 조건**

- 주익으로부터 자중보다 큰 양력이 발생해야 함
- 주익에서 충분한 양력을 발생시키도록 추력을 생성함

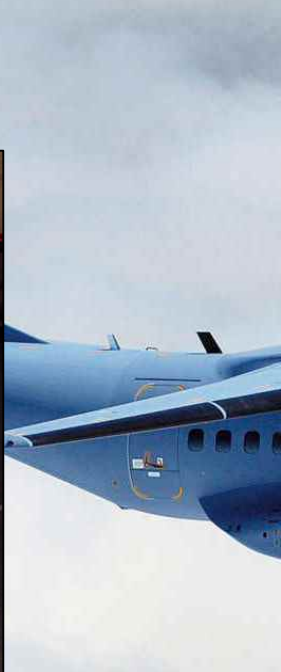
- **주익의 설계조건**

- 효과적인 양력 발생
- 넓은 받음각에 대한 안정성 확보
- 무게 경량화를 위해 가벼워야 함
- 압력에 대한 형상유지를 위해 리브(Rib)와 스파(Spar) 로 구성
- 날개 주변의 유동에 의한 압력을 견디는 강성을 지녀야 함

가볍고 구조적으로 튼튼한 주익 설계 필요

Backgrounds

- 주익 설계 개요
 - 리브(Rib) : 주익 횡방향 강성 유지 및 페어링 고정
 - 스파(Spar) : 주익의 길이방향 강성 유지
 - 페어링(Fairing) : 공력 발생을 위한 형상 구성



Problem Formulation

STEP 1

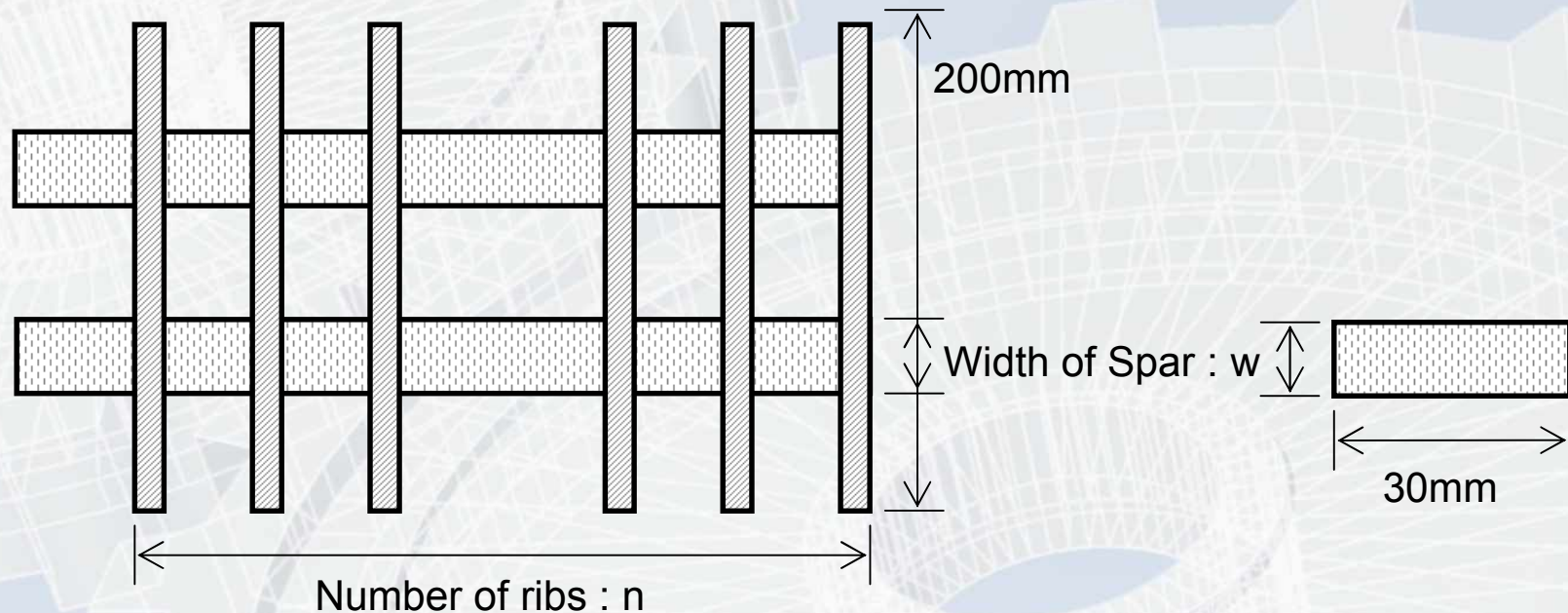
Problem Statement

- 날개는 Rib와 Spar의 개수가 많을 수록 강성이 증가하지만 무게가 무거워지므로 높은 양력이 필요하다
- 높은 양력을 위해서는 기체의 속도가 높아야 하므로 이착륙이 어려워 지고, 운항속도의 여유가 좁아진다.
- Rib와 Spar의 개수가 줄어들면 무게가 가벼워 지지만 날개의 강성이 줄어들기 때문에 외압에 대한 압괴에 의한 Failure가 일어나거나 비틀림에 의한 Fairing이 파손된다.
- 따라서 최소한의 Rib와 Spar를 이용한 날개의 무게 경량화를 최적설계 해야 한다.

Problem Formulation

STEP 2 / Data and Information Collection

- Spar와 주익 강성의 관계

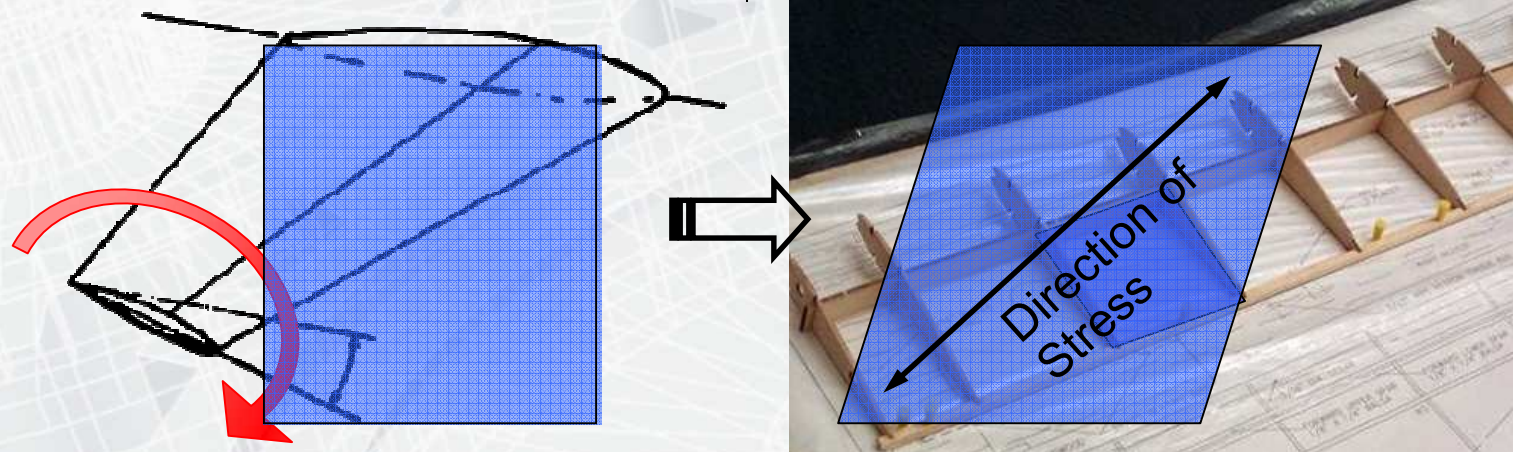


- 날개 길이방향에 작용하는 전단력은 대부분 Spar에 의해 지지되며 Spar와 같은 단면을 가지는 **Cantilever**로 단순화 하여 해석한다

Problem Formulation

STEP 2 / Data and Information Collection

- Rib와 주익 강성의 관계
 - 날개에 작용하는 압력차에 의한 비틀림 응력이 작용하여 Rib와 Spar 사이의 공간이 변형하여 Fairing이 찢어짐



- Fairing의 재질은 LLDPE(Polimer)로 가정

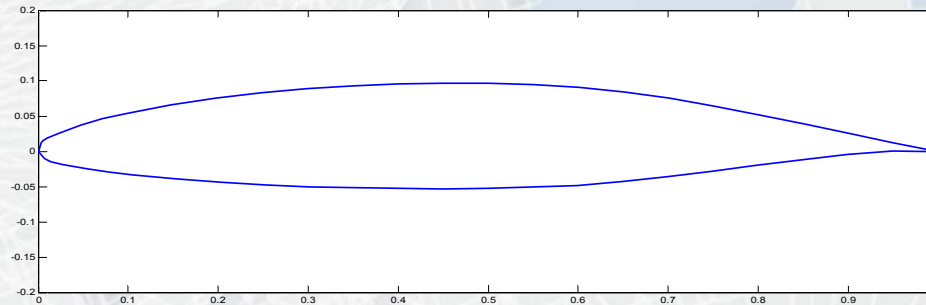
Quantity	Value	Unit
Young's modulus	250	MPa
Yield strength	20	MPa

- Rib의 개수는 Fairing cell의 크기를 결정함

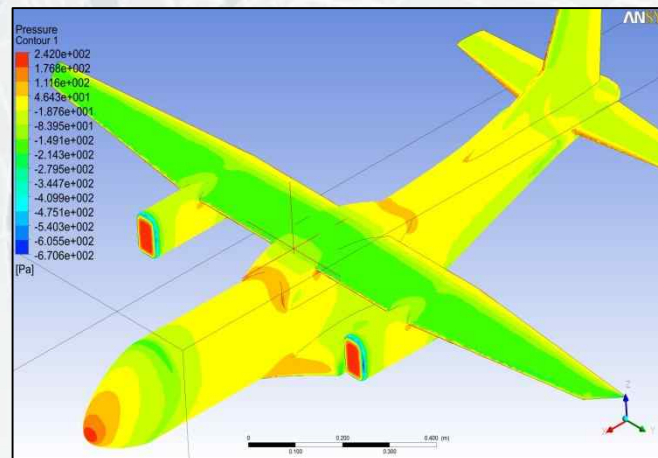
Problem Formulation

STEP 2 / Data and Information Collection

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



- 모형을 Fluent를 이용한 CFD 해석 결과(압력분포) 이용
 - 기체 속도는 $V=20\text{m/s}$ 로 설정한 결과



	A	B	C	D
1	[Data]			
2	X [m]	Y [m]	Z [m]	Pressure [Pa]
3	-3.59E-01	9.08E-02	-1.06E-01	-7.88E+00
4	-3.59E-01	8.60E-02	-8.79E-02	5.29E+00
5	-3.77E-01	9.05E-02	-1.02E-01	-1.23E+01
6	-3.59E-01	-9.08E-02	-1.06E-01	-7.74E+00
7	-3.77E-01	-9.05E-02	-1.02E-01	-1.07E+01
8	-3.59E-01	-8.61E-02	-8.81E-02	6.40E+00
9	-6.81E-01	8.31E-02	-2.56E-02	-8.77E+01
10	-6.77E-01	8.38E-02	-2.58E-02	-8.00E+01
11	-6.77E-01	7.97E-02	-2.47E-02	-8.56E+01

Problem Formulation

STEP 2 / Data and Information Collection

- 설계에 사용되는 재료의 물성
 - 발사(Balsa) 나무 사용
 - Mechanical Properties of balsa wood

Quantity	Value	Unit
Young's modulus	1130	MPa
Compressible Strength	2.0	MPa
Shear Modulus	100	MPa
Yield strength	15	MPa
Density	130	kg/m ³

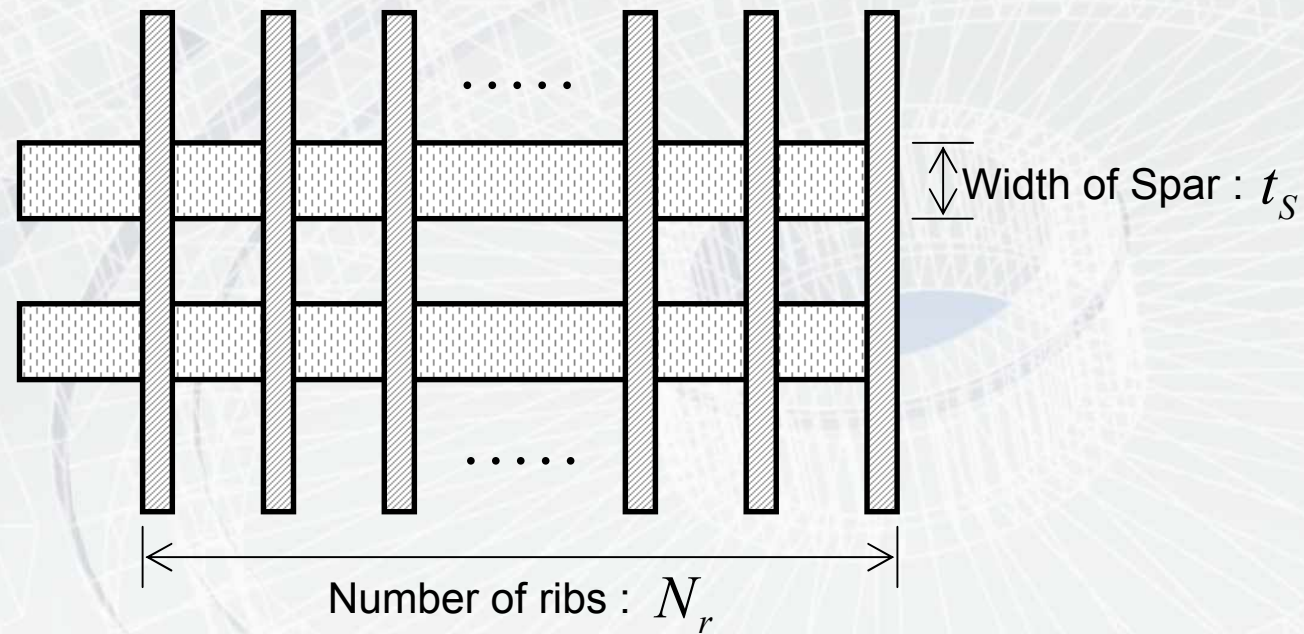
※ 출처 : www.matbase.com

- 나무는 이방성 재료이지만 등방성으로 가정

Problem Formulation

STEP 3 / Design Variables

- 최적화의 목적에 의해서 변수 결정
- Design Variables
 - The number of Ribs : N_r
 - Thickness of Spar : t_s



Problem Formulation

STEP 4 / Cost function

- 날개 무게의 최소화

$$f = \rho V = \rho(A_r t_r N_r + 2L w_s t_s)$$

- Area of rib : $A_r = 0.02889m^2$
- Thickness of Rib : $t_r = 2mm = 0.002m$
- Number of Rib : N_r
- Wing span : $L = 0.9m$
- Width of spar : $w_s = 30mm = 0.03m$
- Thickness of spar : t_s
- Density : $\rho = 1274kg / m^3$

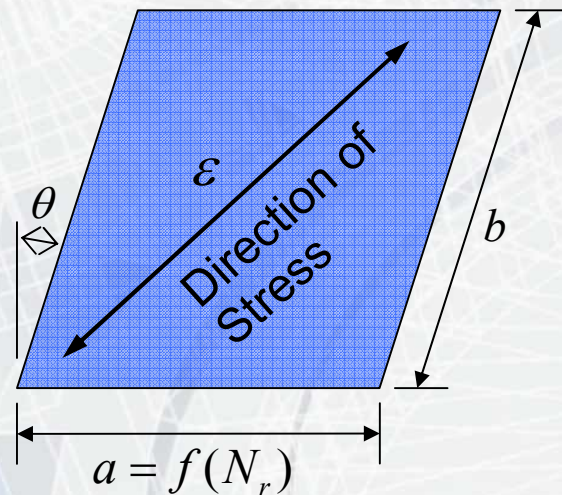
Problem Formulation

STEP 5 / Constraints

- Rib갯수에 대한 제한조건

$$\sigma = E\varepsilon \leq \sigma_Y$$

Where,



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

$$E = 250\text{MPa}, \sigma_Y = 20\text{MPa}, \phi_{\text{wing}} \leq 4 \text{ deg}$$

$$b = 0.1107\text{m} \quad \phi = a\theta / 2b$$

Therefore,

$$g_1 = -N_r \leq -11$$

Problem Formulation

STEP 5 / Constraints

- Spar 두께에 대한 제한조건

$$\tau_{\max} = \frac{3V}{2A} = \frac{3V_{\max}}{2 \times 2ht_s} = \frac{3 \times (20.35 - 73.612 \times 10^{-3} \times N_r)}{2 \times 2 \times 0.03 \times t_s}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{My}{I} = \frac{M_{\max} \frac{h}{2}}{2 \times \frac{1}{12} t_s h^3} = \frac{3 \times [7.409 - 33.125 \times 10^{-3} \times (N_r + 1)]}{0.03^2 \times t_s}$$

Where,

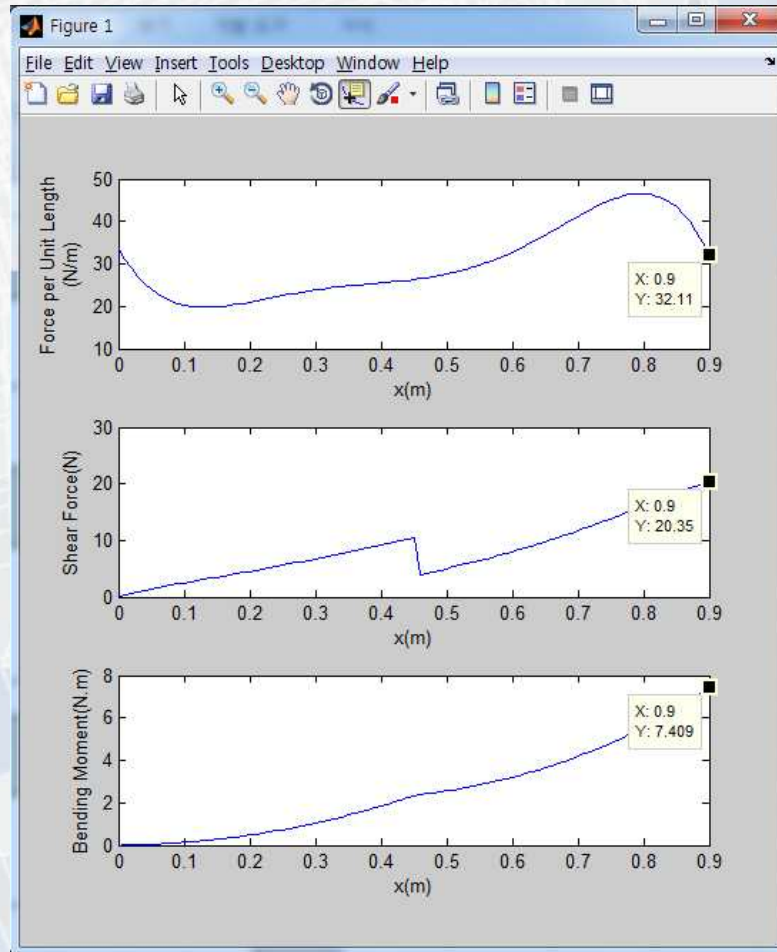
$$\begin{aligned} V_{\max} &= \int_0^L p(x) dx - \gamma (St_r N_r) \\ &= 20.35 N - 9.8 m/s^2 \times 130 kg/m^3 \times (0.02889 m^2 \times 0.002 \times N_r) \\ &= 20.35 - 73.612 \times 10^{-3} \times N_r \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_{\max} &= \int_0^L V(x) dx - \sum_{i=1}^{N_r} \left[(\gamma St_r) \frac{L}{N_r} i \right] \\ &= 7.409 N \cdot m - 9.8 m/s^2 \times 130 kg/m^3 \times 0.02889 m^2 \times 0.002 \times 0.9 \times (N_r + 1) \\ &= 7.409 - 33.125 \times 10^{-3} \times (N_r + 1) \end{aligned}$$

Problem Formulation

STEP 5 / Constraints

- 날개에 대한 압력분포 와 날개에 걸리는 응력 분석

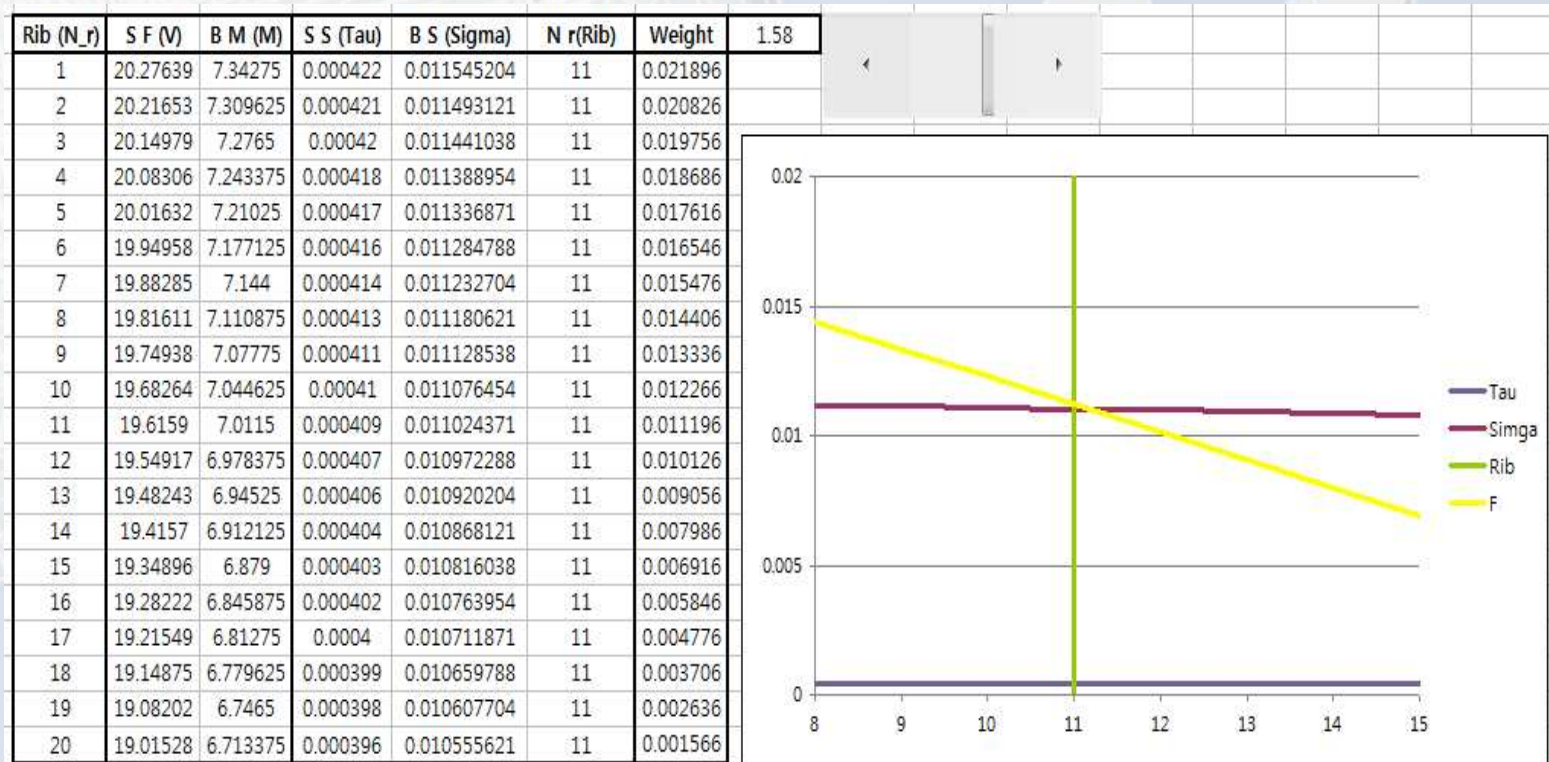


Therefore,

$$\begin{cases} g_2 = \sigma \leq \sigma_{max} \\ g_3 = \tau \leq \tau_{max} \end{cases}$$

Solution and Analysis

- 2차원 최적화 문제에 대한 해법
 - 초기값 선정을 위한 Graphical Method 결과



Solution and Analysis

- 2차원 최적화 문제에 대한 해법

- Excel의 해찾기 기능 사용

※ 여러가지 초기값에 의한 최적해 결과 변화 확인

- Case1

	Variables		Constraints				Cost func
	Spar (t_S)	Rib (N_R)	Max V	Max M	Tau	Sigma	Mass(kg)
Results	0.011024	11	19.54027	7.0115	44311.526	2120000	1.56816155
Init Value	0.005	17	19.0986	6.81275	95492.98	4541833.3	1.59537924

- Case2

	Variables		Constraints				Cost func
	Spar (t_S)	Rib (N_R)	Max V	Max M	Tau	Sigma	Mass(kg)
Results	0.011024	11	19.54027	7.0115	44311.526	2120000	1.56816155
Init Value	0.01	13	19.39304	6.94525	48482.61	2315083.3	1.64491236

- Case3

	Variables		Constraints				Cost func
	Spar (t_S)	Rib (N_R)	Max V	Max M	Tau	Sigma	Mass(kg)
Results	0.011024	11	19.54027	7.0115	44311.526	2120000	1.56816155
Init Value	0.009	13	19.39304	6.94525	53869.567	2572314.8	1.57611636

Discussion

- 목적함수나 제약조건에 실험식 도입법 고찰
 - 피팅(Fitting)을 이용한 근사함수 이용
 - 참조데이터(Lookup Table) 사용
- 제약조건 변화에 의한 최적값 및 목적값 변화예상
 - 2-D로의 단순화
 - 제약조건의 완화(Constraints 감소)
 - Feasible region의 확대
 - >>3D 영역으로 확대 후 최적해 고찰 필요
 - 실 기체로의 해석 모델 전환 필요
 - 실측 치수로 Dimension 재설계
 - Fluent를 통한 압력 구배 재해석
 - 구성요소의 material properties 재검토

Thank You!
Q & A

