

최대 최소 주응력 관계를 활용한 Cutout Panel 구조물의 피로해석연구

신인수^{1,†} · 박규철² · 문정원¹ · 홍승현³

¹한국항공우주산업주식회사 국제공동설계팀

²한국항공우주산업주식회사 기체해석팀

Study on Fatigue Analysis for the Cutout Panel Structure using the Relation of Max-Min Principal Stress

Insoo Shin^{1,†}, Gyucheul Park², Jungwon Moon¹ and Seunghyun Hong³

¹Senior Research Engineer of International Joint Development Team of Korea Aerospace Industries, LTD,

²Senior Manager & Chief of International Joint Development Team of Korea Aerospace Industries, LTD,

³Senior Research Engineer of Airframe analysis Team of Korea Aerospace Industries, LTD

Abstract : The fatigue analysis for cutout panel used for the weight reduction of aircraft has been conventionally performed through the open hole concept using the reference stress and stress concentration factor (Kt). However, in the actual structure cases, the goal of weight reduction might be less meaningful due to the conservative approach induced by the difficulties of extracting the confident reference stress from FE-Analysis in the complicated loading behavior. Therefore a new approach is proposed in order to secure the effectiveness of weight reduction and validate the confidence of the analysis results using the interaction of max-min principal stress at the critical location of open hole edge line.

Key Words : Fatigue, Cutout, Max-Min Principal Stress, Stress Concentration, Open Hole, Peak Stress

1. 서 론

항공기 구조물에서의 경량화의 중요성은 항공기 개발 초기부터 인식되어짐에 따라 우수한 항공기 소재 개발 및 구조물의 최적화를 통해 지속적으로 경량화를 시도해오고 있으며 최근에 개발된 보잉사의 B787 항공기 및 에어버스사의 A350 항공기를 통해서도 알 수 있듯이 경쟁적으로 항공기의 경량화를 추진하고 있다.

구조물 경량화 측면에서 lightening hole 개념으로 구조물에 다양한 cutout 형태의 open hole 들이 존재하게 되는데 이는 항공기를 운용하고 작동하기 위한 시스템의 구조물 장착 및 관통을 위한 hole 들과 연계되어 구조물의 최적화를 필요로 하게 된다. 이러한 필

요성에도 불구하고 cutout panel 구조물은 open hole 에 의한 응력집중현상으로 인한 국부적인 peak stress 로 피로파괴에 취약성을 보이고 있으며 또한 복잡한 하중구조로 인하여 유한요소해석등을 통하여 load 및 stress를 도출하는 실정이다[1].

하지만 open hole 해석의 경우는 복잡한 하중구조에도 불구하고 현재 일반적으로 적용 할 수 있는 해석적인 변수들이 이 복잡한 하중거동에 대해서 충분히 반영되기 힘들기에 보수적인 접근방식으로 인하여 lightening hole 본래의 취지인 경량화의 의미가 많이 퇴색되고 있는 실정이다.

따라서 본 연구에서는 open hole 구조물의 최대, 최소 주응력의 상호관계를 이용하여 보수적인 접근을 최소화하여 경량화의 실효성을 높이고 동시에 하중구조의 복잡성으로 인한 보수적이고 복잡한 해석절차를 간소화 할 수 있음을 보이고자 한다.

2. 본 론

2.1 Open Hole 피로해석의 이론적 접근

전통적으로 open hole 해석은 panel 에 흐르는 reference stress 에 응력집중현상으로 발생하는 응력 집중계수(Kt)를 적용하여 수행하고 있으며 기본적인 하중조건인 uni-axial loading의 경우는 Fig. 1 으로부터 응력집중계수(Kt)를 구할 수 있으며 이는 panel 평판의 normal stress를 기준으로 open hole에 작용하는 최대 peak stress 비를 의미한다[2].

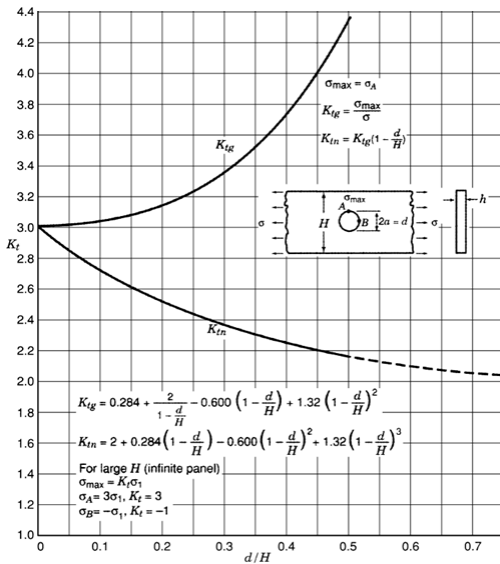


Fig. 1 The stress concentration factor Ktg and Ktn for the tension load

실제구조물은 이와 같은 한방향의 단순한 하중이 아닌 복잡한 하중들을 받으므로 open hole 주변에 발생하는 응력거동은 Table 1 에서 보는바와 같이 shear loading을 포함한 multi-axial loading 거동이다[3].

일반적으로 open hole에 대한 응력집중계수(Kt)는 Fig. 1 과 같이 uni-axial loading 거동을 받는 형상에 대해서는 잘 언급되어져 있으나 shear 거동을 받는 경우에는 그렇지 못한 실정이므로 shear loading 이 사라지게 되는 주응력상태 (σ_1, σ_2)로의 변환이 반드시 필요하게 된다. mohr circle[1]을 통한 주응력상태로 변환이 되게 되면 open hole 주위에서의 응력거동은 Fig. 2의 그림과 같이 도식화됨에 따라 multi-axial loading에 대해서도 피로과피에 취약한 위치인 point

(A) 와 (B)의 응력집중계수(K_{tA}, K_{tB})는 σ_1 과 σ_2 의 비 (σ_2 / σ_1) 로 도출할 수 있다 (여기서 $|\sigma_2| < |\sigma_1|$).

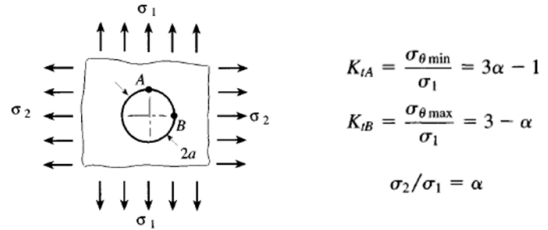


Fig. 2 An infinite thin element under biaxial tensile in-plane loading

하지만 Fig. 2 의 경우도 주응력의 free-body 측면에서 주응력 σ_1 의 상하 값이 같아야하며 또한 주응력 σ_2 좌우 값이 같다는 가정으로 도출된 결과이므로 Table 1 과 같이 주응력 값이 서로 다른 경우의 실제 구조물의 경우에는 구조물의 안전성을 위하여 보수적으로 큰 값을 사용하고 있는 실정이다. 따라서 본 연구에서는 응력집중계수 (K_{tA}, K_{tB})에 의해서 open hole 에서 발생하는 peak stress 및 Fig. 2 에서 언급한 σ_1 과 σ_2 의 상관관계를 이용하여 새로운 접근방식을 제시하고자한다

2.2 해석가정 및 결과

2.1 장에서 언급했듯이 open hole 에서 발생하는 peak stress 및 주응력 σ_1 과 σ_2 의 상관관계를 이용한 새로운 해석방법에 대한 절차 및 결과를 검증하기 위하여 실제구조물에서 발생할 수 있는 open hole 주위의 응력거동을 유한요소해석을 통하여 묘사하였으며 그 결과를 Fig. 3 ~ Fig. 9 에 open hole 선단에서의 max - min principal stress 및 free-body load와 함께 나타내었다.

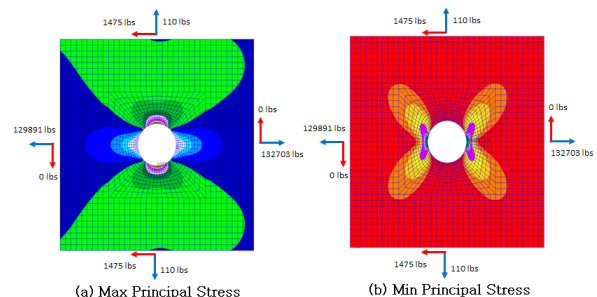


Fig. 3 The Max-Min Principal Stress for Case-1

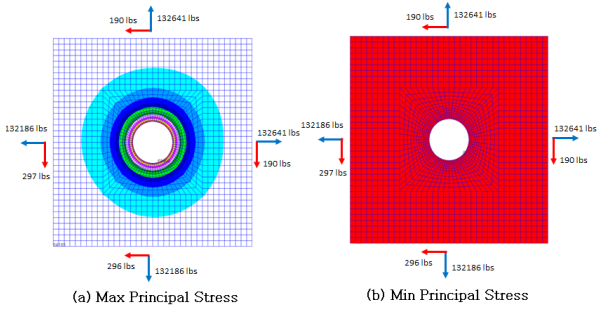


Fig. 4 The Max-Min Principal Stress for Case-2

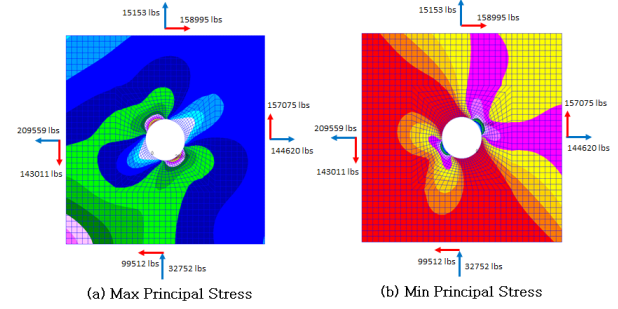


Fig. 8 The Max-Min Principal Stress for Case-6

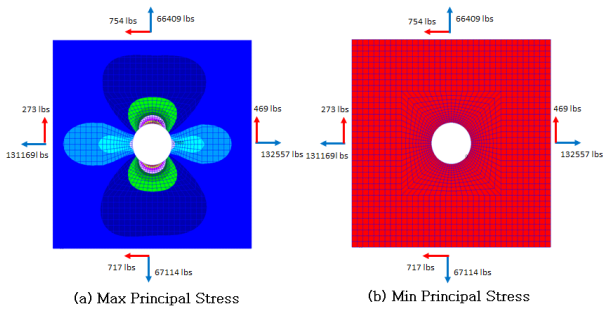


Fig. 5 The Max-Min Principal Stress for Case-3

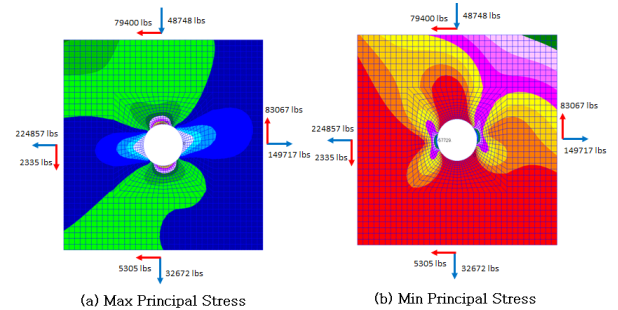


Fig. 9 The Max-Min Principal Stress for Case-7

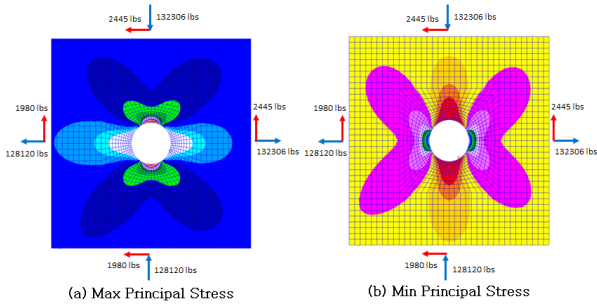


Fig. 6 The Max-Min Principal Stress for Case-4

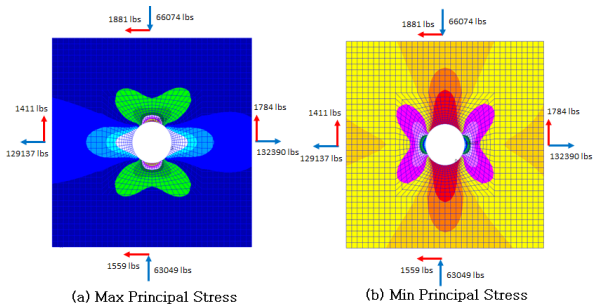
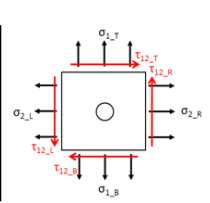


Fig. 7 The Max-Min Principal Stress for Case-5

상기 free-body load들로부터 계산된 axial stress 및 shear stress를 Table 1에 나타내었으며 mohr circle 이론을 적용한 주응력 σ_1 과 σ_2 를 Table 2에 나타내었다.

Table 1 Normal stress for Open Hole Structure

LC	Normal Stress							
	$\sigma_{1,T}$	$\tau_{12,T}$	$\sigma_{1,B}$	$\tau_{12,B}$	$\sigma_{2,L}$	$\tau_{12,L}$	$\sigma_{2,R}$	$\sigma_{2,R}$
CASE 1	0.0	-0.4	0.0	0.4	32.5	0.0	33.2	0.0
CASE 2	33.2	0.0	33.0	0.1	33.0	0.1	33.2	0.0
CASE 3	16.6	-0.2	16.8	0.2	32.8	-0.1	33.1	0.1
CASE 4	-33.1	-0.6	-32.0	0.5	32.0	-0.5	33.1	0.6
CASE 5	-16.5	-0.5	-15.8	0.4	32.3	-0.4	33.1	0.4
CASE 6	3.8	39.7	-8.2	24.9	52.4	35.8	36.2	39.3
CASE 7	-12.2	-19.9	8.2	1.3	56.2	0.6	37.4	20.8



2.1장에서 언급한바와 같이 응력집중계수(Kt)를 정의하는 경우의 하중조건은 좌우 하중이 동일하고 상하 하중이 동일해야함으로 Table 2에서 σ_x 는 좌우 하중 ($\sigma_{2,L}$, $\sigma_{2,R}$)에서 max 값을, σ_y 는 σ_x 의 부호에 따라 보수적인 접근을 위해 상하하중 ($\sigma_{1,T}$, $\sigma_{1,B}$)에서 최대값 또는 최소값을 취하였으며 mohr circle를 이용하여 주응력을 도출하였다.

지금까지의 결과를 바탕으로 open hole 피로해석을 위한 reference stress (σ_1) 와 응력집중계수(K_{tA} ,

K_{tB})는 Table 3 과 같이 도출되어 질 수 있으며 이를 위해서는 유한요소해석을 바탕으로 지금까지 설명한 계산절차를 거쳐야만 도출되어 질 수 있다.

Table 2 Principal stress calculation from open hole using Mohr Circle

LC	Mohr Circle Results							
	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	$\tan 2\theta$	θ
CASE 1	33.2	0.0	0.4	33.2	0.0	16.6	0.0	-0.6
CASE 2	33.2	33.2	0.1	33.2	33.1	0.1	594.0	45.0
CASE 3	33.1	16.8	0.2	33.1	16.8	8.2	0.0	-0.7
CASE 4	33.1	-33.1	0.6	33.1	-33.1	33.1	0.0	-0.5
CASE 5	33.1	-16.5	0.5	33.1	-16.5	24.8	0.0	-0.5
CASE 6	52.4	-4.4	39.7	72.8	-24.9	48.8	-1.4	-27.2
CASE 7	56.2	-4.0	20.8	62.7	-10.5	36.6	-0.7	-17.3

Open hole 피로해석에 적용되는 max-min principal stress ($\sigma_{\theta max}$, $\sigma_{\theta min}$)의 상호관계의 비를 일반적으로 유한요소해석으로부터 도출할 수가 있는데 Table 3 에서 언급한바와 같이 본 연구에서는 이 파라메타를 "R_ps" 라고 정의하고 R_ps 값을 이용하여 free-body load 계산 및 mohr circle를 이용하여 reference stress 와 응력집중계수 (Kt) 도출하는 과정을 생략한 간소화된 해석절차의 타당성 및 해석결과의 신뢰성을 보이코자 한다.

Table 3 Reference stress and Stress Concentration Factor(Kt) for Open Hole fatigue analysis

LC	FE-Analysis Results						
	$\sigma_{\theta max}$	$\sigma_{\theta min}$	σ_1	σ_2	$K_{tA}^{(1)}$	$K_{tB}^{(2)}$	$R_{ps}^{(3)}$
CASE 1	103.3	-35.5	33.2	0.0	3.11	-1.07	-0.34
CASE 2	68.4	68.4	33.2	33.1	2.06	2.06	1.00
CASE 3	85.3	17.0	33.1	16.8	2.57	0.51	0.20
CASE 4	136.7	-136.7	33.1	-33.1	4.13	-4.13	-1.00
CASE 5	119.6	-85.5	33.1	-16.5	3.61	-2.58	-0.71
CASE 6	260.5	-144.5	72.8	-24.9	3.58	-1.98	-0.55
CASE 7	162.2	-57.7	62.7	-10.5	2.59	-0.92	-0.36

(1) $K_{tA} = (\sigma_{\theta max} / \sigma_1)$
 (2) $K_{tB} = (\sigma_{\theta min} / \sigma_1)$
 (3) $R_{ps} = (\sigma_{\theta min} / \sigma_{\theta max})$

2.3 파라메타 연구 결과

Table 3 에서 도출한 max-min principal stress 비 (R_{ps})는 응력집중계수의 비 (K_{tA} / K_{tB}) 와 동일한 값을 가지게 되는데 Table 3 에서 도출된 K_{tA} , K_{tB} 와 α (σ_2 / σ_1) 와의 상관관계를 분석하면 Fig. 10 과 같은 경향성을 확인할 수 있다.

Figure 10 와 같이 R_{ps} 값으로부터 $\alpha(\sigma_2 / \sigma_1)$ 를 도출할 수 있으며 Fig. 2 에 언급된 수식에 대입함으로써 본 연구에서 제시하고자 하는 방법으로 응력집중계수(Kt)를 구할 수 있으며 Table 4 에 그 결과를 나타내었다.

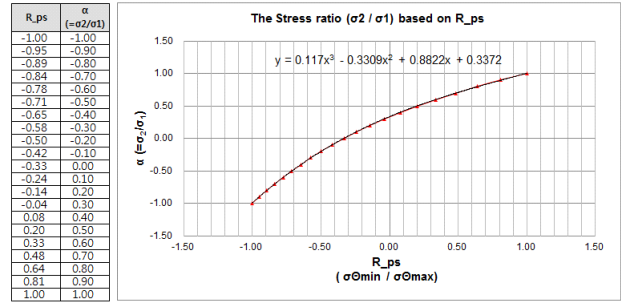


Fig. 10 The stress ratio (σ_2/σ_1) based on R_ps

Table 4 에서 case_1 ~ case_5 의 경우는 shear stress가 거의 zero 상태로 비교적 간단한 하중거동임으로 두 가지 방법에서 도출한 응력집중계수(Kt) 값이 비슷하므로 최종 open hole 해석결과는 유사하게 나오겠지만 해석절차는 본 연구에서 제안하는 방법이 간소함을 알 수 있다.

Table 4 The Comparison of Kt between Free-body approach and R_ps approach

LC	Mohr Circle based on Freebody		Peak stress of FEM		Kt Based on Freebody		Kt Based on R_ps (R_ps, Max-Min Principal stress Ratio)				Kt Deviation	
	σ_1	σ_2	$\sigma_{\theta max}$	$\sigma_{\theta min}$	K_{tA}	K_{tB}	R_{ps}	α ($=\sigma_2/\sigma_1$)	$K_{tA}^{(1)}$	$K_{tB}^{(2)}$	K_{tA}	K_{tB}
CASE 1	33.2	0.0	103.3	-35.5	3.11	-1.07	-0.34	-0.01	3.01	-1.03	97%	96%
CASE 2	33.2	33.1	68.4	68.4	2.06	2.06	1.00	1.01	1.99	2.02	97%	98%
CASE 3	33.1	16.8	85.3	17.0	2.57	0.51	0.20	0.50	2.50	0.50	97%	98%
CASE 4	33.1	-33.1	136.7	-136.7	4.13	-4.13	-1.00	-0.99	3.99	-3.98	97%	96%
CASE 5	33.1	-16.5	119.6	-85.5	3.61	-2.58	-0.71	-0.50	3.50	-2.51	97%	97%
CASE 6	72.8	-24.9	260.5	-144.5	3.58	-1.98	-0.55	-0.27	3.27	-1.82	92%	92%
CASE 7	62.7	-10.5	162.2	-57.7	2.59	-0.92	-0.36	-0.02	3.02	-1.07	117%	116%

(1) $K_{tA} = 3 - \alpha$
 (2) $K_{tB} = 3\alpha - 1$

Case_6 과 case_7의 경우는 Table 1 과 Table 2 에서 보는바와 같이 shear stress가 크게 존재하는 경우로 open hole 주위에서의 free-body load 값이 차이가 나므로 보수적인 해석을 위하여 큰 값을 사용하게 되며 또한 free-body load 의 차이로 인하여 정확한 응력집중계수를 도출하기에 어려움을 겪게 된다.

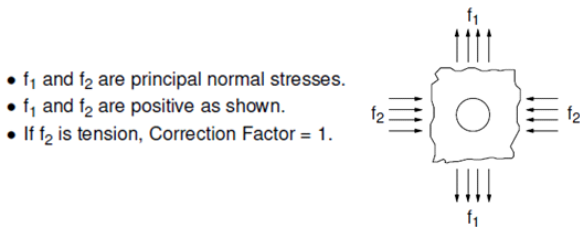
하지만 이러한 응력거동은 구조물의 일반적인 거동 중의 하나로 Table 4 에서 확인할 수 있듯이 경우에 따라서는 보수적인 해석이 될 수도 있지만 때로는 비 보수적인 해석이 수반될 수도 있어 구조물의 건전성에 치명적일수도 있다. 또한 기존방법에서 max principal stress를 확보할 수 없는 경우에는 Fig. 1 에서와 같이 uni-axial 거동에서 응력집중계수(Kt)를 계산함으로써 Fig. 2 에서와 같이 고려되어야 하는 bi-axial 거동에 대한 보정계수(correction Factor)를 추가적으로 적용시켜야 하는 번거로움이 있지만 본 연구에서 사용하는 max-min principal stress는 이미 이러한 상호작용을 반영하고 있으므로 추가적인 보정계수 적용과

정을 생략할 수도 있다.

본 연구에서 제안하는 방법의 수치적인 타당성을 검증하기 위하여 선진항공사에서 검증/적용된 보정계수 (correction Factor)와 본 연구에서 제안하는 R_{ps} 방법에 기 반영되어져 있는 correction Factor (= 3.0 / KtA)에 상응하는 수치를 비교해 본 결과 Table 5 와 같이 두 가지 방법의 결과가 정확하게 일치함을 알 수 있으며 이는 본 연구 방법에서 제안하는 max-min principal stress 의 상호관계의 비 (R_{ps}) 방법의 타당성 및 신뢰성을 보여주는 것이다.

Table 5 The Correction factor for the interaction of max-min principal stress

LC	α ($=\sigma_2/\sigma_1$)	KtA	KtB	Boeing Correction Factor	Correction Factor (3.0/KtA)
CASE_4	-0.99	3.99	-3.98	0.75	0.75
CASE_5	-0.50	3.50	-2.51	0.86	0.86
CASE_6	-0.27	3.27	-1.82	0.92	0.92



선진항공사 방법의 신뢰성관련해서 한 예로 Table 4의 case_7과 같이 σ_1 (= 62.7ksi)과 σ_2 (=-10.5ksi)의 부호가 서로 다른 경우는 Fig.2 의 수식에 의하면 K_{tA}의 값이 3.0 이하가 될 수 없으나 선진항공사결과는 K_{tA} = 2.59 를 보이고 있다. 이는 이론적으로 나올 수 없는 수치이므로 선진항공사의 방법의 정확성이 떨어지며 본 논문에서 제시하는 방법의 타당성을 입증하는 것이다. 추가적으로 Table 4의 case_2와 case_3의 경우와 같이 동일한 응력부호 일 경우 K_{tA} < 3.0 임을 알 수 있으며 본 논문에서 제안하는 R_{ps} 의 경향성과 거의 일치함을 알 수 있다.

Figure 11 는 현재 선진항공사에서 적용되고 있는 플랩 지지구조물으로써 본 연구에서 제안하는 R_{ps} 방법으로 7개 하중조건에 대해서 응력집중계수(K_{tA})와 reference stress를 도출하였으며 대표적인 하중조건 (LC#1)에 대한 응력구배[4]는 Fig. 11 와 같으며 최종 검토결과는 Table 6에 나타내었다. 선진항공사 방법 및 R_{ps} 방법의 신뢰성비교는 Table 4의 자료를 이용하여 앞에서 검증하였으므로 선진항공사와의 해석

결과 비교는 생략하였으며 선진항공사의 해석방법에서 필요한 여러 계산과정을 단순화하여 Table 6에서 언급한 data 만으로 피로해석에 필요한 정보를 충분히 도출할 수 있음을 보이고자 하였다.

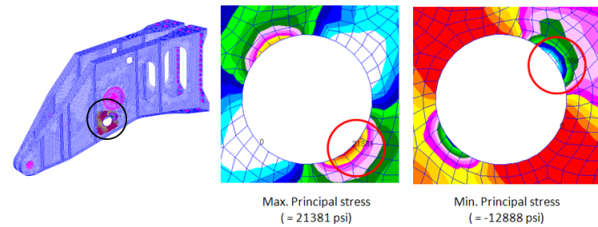


Fig. 11 The Stress Plot for the cutout of Flap Support Structure

본 연구에서 제안하는 방법으로 free-body load 추출과정 및 Fig. 1 와 같은 그래프를 통한 응력집중계수(Kt)의 계산과정을 생략해도 max-min principal stress의 비 (R_{ps}) 만으로 실제구조에서 임의의 하중 거동에 대해서 Table 6 과 같이 응력집중계수(Kt)를 도출할 수 있으며 또한 피로해석을 위한 reference stress는 max principal peak stress를 응력집중계수 (Kt)로 나눔으로써 바로 구할 수 있다.

Table 6 The reference stress and Kt value from the R_{ps} approach

LC#	$\sigma_{\theta max}$	$\sigma_{\theta min}$	R _{ps} ⁽¹⁾	α ⁽²⁾ ($=\sigma_2/\sigma_1$)	K _{tA}	K _{tB}	Reference stress ⁽³⁾
1	21381	-12888	-0.60	-0.34	3.3	-2.0	6401
2	17227	-10076	-0.58	-0.32	3.3	-1.9	5196
3	8483	-5460	-0.64	-0.40	3.4	-2.2	2496
4	4625	-2742	-0.59	-0.33	3.3	-2.0	1390
5	6731	-4352	-0.65	-0.40	3.4	-2.2	1978
6	12449	-7932	-0.64	-0.39	3.4	-2.2	3673
7	8892	-5473	-0.62	-0.36	3.4	-2.1	2648

(1) R_{ps} = $\sigma_{\theta min} / \sigma_{\theta max}$
 (2) $\alpha = 0.117 \times (R_{ps})^3 - 0.330 \times (R_{ps})^2 + 0.882 \times (R_{ps}) + 0.337$
 (3) Reference Stress = $\sigma_{\theta max} / K_{tA}$

앞에서 언급했듯이 실제 구조물에서 신뢰성 있는 응력집중계수(Kt) 및 reference stress 를 도출하기에는 어려움이 있고 동시에 복잡한 도출과정을 거쳐야함으로 그 과정에서 발생하는 불확실성으로 인하여 보수적인 접근을 피하기 어려우며 때로는 σ_1, σ_2 의 상호작용을 고려하기 위한 보정계수(correction factor)까지 적용할 필요성도 존재하게 된다.

본 연구에서 제시하는 max-min Principal stress 의 상호관계의 비(R_{ps})방법은 유한요소해석의 결과로

도출된 open hole 선단에서의 stress 만을 사용하여 응력집중계수 및 reference stress를 바로 도출할 수 있기에 해석절차의 간소화 및 해석결과의 신뢰성측면에서 향상된 결과를 도출함으로써 복잡한 해석절차로 인하여 소요되는 시간과 노력을 줄임으로써 비용절감은 물론 기술적인 경쟁력 확보가 가능함을 알 수 있다.

3. 결 론

선진항공사에서 현재 수행하는 항공기 구조물에서의 open hole에 대한 피로해석은 유한요소해석으로부터 free-body 하중을 추출하여 우선적으로 reference stress 를 계산한 후 응력집중계수(Kt) 및 correction factor를 추가로 그래프에서 예측한 후 최종적으로 피로해석을 수행하게 된다.

하지만 본 연구에서 제안하는 방법은 유한요소해석 결과로부터 max-min principal stress의 비 (R_{ps})를 계산한 후 바로 응력집중계수(Kt)를 도출할 수 있으며 추가적인 free-body load 와 mohr circle을 이용한 principal stress (σ_1, σ_2) 도출 없이 바로 reference stress 계산이 가능하므로 피로해석을 수행함에 있어 기존방법보다 보다 간소화된 절차로 가능하게 되며 그 과정을 Fig.12에 도식화 하였다.

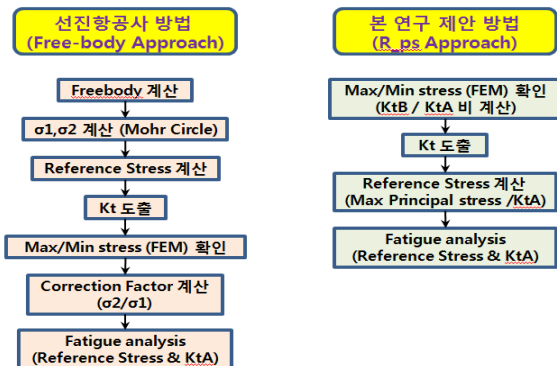


Fig. 12 Comparison of analysis process between Free-body approach and R_{ps} approach.

선진항공사 방법에서 필요한 7개의 절차가 본 연구에서 제안하는 방법에서는 4개의 절차로 획기적으로 단축됨을 알 수 있으며 해석결과에 대한 신뢰성 및 보수적인 해석의 최소화가 가능함으로써 경량화에 대한 실효성까지 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

- [1] Richard C. Rice, SAE Fatigue Design Handbook, 3rd Ed. AE-22, USA, 1997
- [2] Walter D. Pilkey, Peterson's Stress Concentration Factors, 2nd Ed., wiley, USA, 1997 .
- [3] Niu, M.C.Y., Airframe Stress Analysis and Sizing. Second Edition, Hong Kong Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 1997
- [4] E.F Bruhn, Analysis and Design of Flight Vehicle Structure, JACOBS, 1973

저 자 소개



신인수

1997년 동아대 기계공학과 졸업.
1999년 동 대학원 석사.
2000년~현재 한국항공우주산업 근무.
관심분야는 항공기 구조해석 및 피로파괴해석



박규철

1988년 영남대 재료공학과 졸업.
2002년 경상대 항공기계대 석사.
1988년~현재 한국항공우주산업 근무.
관심분야는 항공기 구조설계 및 해석.



문정원

2001년 국립경상대 기계공과 졸업.
2003년 동 대학원 석사.
2005년~현재 한국항공우주산업 근무.
관심분야는 항공기 구조설계 및 동특성 연구.



홍승현

1992년 한국항공대 항공기계공학과 졸업.
1994년 동 대학원 석사.
2011년~현재 한국항공우주산업 근무.
관심분야는 항공기 구조해석