

技術論文

항공기 스킨-스트링거 패널 구조물에 대한 불안정성 해석 프로그램 개발

박찬우*, 김형래**, 원태훈***

A program development for the instability analysis of aircraft skin-stringer panel

Chanwoo Park*, Hyoungrae Kim** and Taehoon Won***

ABSTRACT

An aircraft wing or fuselage panel of skin-stringer assembly can fail in a variety of instable modes under compression loads. Instability modes can be buckling of the panel, local buckling of the stringer, flexure, torsion, wrinkle and combined flexural/torsional buckling of the panel assembly. Although researches on these buckling behaviors have been carried out for a long time, there are some difficulties to apply to the practice because of complex theoretical and empirical equations. Accordingly, It is well known that leading aerospace companies are using their own in-house programs for the convenience of practical usage, but our domestic situation is that no such program has been ever developed. In this study a comprehensive program has been developed, which can identify the instability modes and the magnitude of reserve factor of the modes for the skin/stringer panel assembly under compression load. The developed program is based on the theory manual of the Airbus program APA114. For the verification, calculation of the instable reserve factors for the A320 wing panel and A380 low wing panel sections were carried out and compared with results by APA114.

초 록

압축하중 하에서 스킨-스트링거 조립체인 패널은 다양한 유형의 불안정이 발생할 수 있다. 불안정의 유형은 패널 또는 스트링거의 좌굴, 굴곡, 비틀림, 주름, 굴곡/비틀림 조합 유형 등으로 나타난다. 이것들에 대한 연구는 오래 전부터 이루어져 왔으나 이론 또는 경험식의 복잡성으로 인해 실제 현장에서 활용하기에는 어려운 문제를 가지고 있다. 따라서 선진 항공업체의 경우, 복잡한 수식과 방법등을 사용하기 편리하도록 해석 프로그램을 개발하여 사용하고 있으나 현재 국내의 경우는 그러하지 못한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 압축하중을 받는 스킨-스트링거 조립체에 대한 불안정 유형 및 예비계수 (Reserve factor)의 크기를 산출할 수 있는 해석 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램은 에어버스사의 관련 프로그램인 APA114의 이론 설명서에 기초하였다. 프로그램 검증을 위하여 A320 패널과 A380패널에 대한 해석을 수행하여 APA114의 결과와 비교하였다.

Key Words : Skin-stringer panel(스킨-스트링거 패널), Structure instability(구조 불안정), Buckling(좌굴)

† 2005년 7월 26일 접수 ~ 2005년 9월 30일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부
연락처자, E-mail: parkcw@gsnu.ac.kr
경남 진주시 가좌동 900번지

** 정회원, 항공기능대학

*** 정회원, 경상대학교 항공공학과 대학원

I. 서 론

현재 운용중인 항공기는 사용 목적에 따라 군용기와 민항기로 분류할 수 있다. 군용기의 대표격이

라 할 수 있는 전투기의 경우, 다중 스파(Multi-spar) 형태의 날개 구조를 가진다. 이에 반하여 민항기 및 군용 수송기들의 날개는 스킨-스트링거 조립체 형태의 상하부 패널, 앞전 스파와 뒷전 스파 및 립들로 구성된 비틀림저항박스 형태를 가진다. 또한 항공기의 날개는 자중 및 실제 운항시 받게 되는 공기력 등이 복합적으로 작용하여 날개 뿌리부에 굽힘력이 발생하게 된다. 그로 인하여 주로 상부 패널에는 굽힘에 따른 압축하중이 작용하며, 하부 패널에는 인장하중이 작용한다.

압축하중 하에서 스킨-스트링거 조립체인 패널은 다양한 유형(Mode)으로 파괴될 수 있다. 작용되는 압축하중이 증가됨에 따라 불안정성(Instability)의 첫 번째 유형은 스킨의 좌굴(Buckling)로 나타난다. 좌굴 이후는 스트링거가 하중을 지탱하며 유효 패널 폭(Effective local panel width)은 하중이 증가함에 따라 작아진다.

스킨에서 불안정의 또 다른 유형은 주름(Wrinkling)이다. 이것은 스트링거에서 몇개의 리벳 피치들 사이에서 발생하는 국부적인 좌굴(Localized buckling) 형태이고 스트링거 플랜지를 뒤틀리게 하거나 스트링거가 구부러지게(Cripple) 하는 원인이 될 수 있다.

스킨과 스트링거의 조립체는 몇 가지의 불안정 유형을 가진다. 패널 전체에 굴곡(Flexure) 이나 비틀림(Torsion)이 발생할 수 있으며 이것들은 굴곡/비틀림유형(Combined flexural/torsional mode)으로 조합되어 나타날 수도 있다. 굴곡과 비틀림은 대칭적이거나 비대칭적으로 발생할 수 있다(Fig 1).

항공기 날개의 최적설계를 위하여 BA(British Aerospace)에서는 전용 프로그램을 개발하여 사용하고 있으며[1], 동체 패널 구조물의 최적화를 위해 Johnson-Euler 방법[2]의 좌굴 이론과 보 모델을 이용한 방법[3-5]을 이용하여 최적화를 수행하기도 하였다[6-7]. 이와 같은 방법은 불안정 해석을 간략화 하여 최적화한 예이다. 각각의 불안정성에 대한 연구는 오래 전부터 이루어져 왔으나 이론 또는 경험식의 복잡성으로 인해 실제 현장에서 활용하기에는 문제를 가지고 있다. 그리하여 선진 항공제작업체의 경우, 사용하기 편리하도록 하기 위해 관련 해석 프로그램을 개발하여 사용하고 있으나 현재 국내의 경우는 그러하지 못한 실정이다.

본 논문에서는 상기 논문에서 고려되지 않은 발생 가능한 모든 불안정 유형을 고려하여 최적 설계할 수 있는 프로그램을 개발 하고자 한다. 조합된 스킨과 스트링거 각 부위에 작용하는 하중과 응력 값을 산출하고 이를 사용하여 각 좌굴 유형에 대한 예비계수(Reserve factor)를 구하여 가장 취약한 유형이 무엇인지를 찾을 수 있도록 했다.

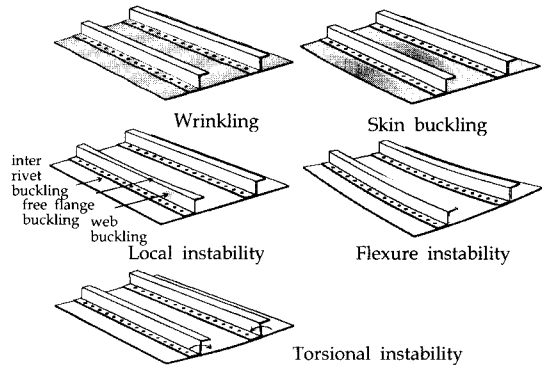


Fig. 1. Skin-stringer panel instability modes

II. 이론적 배경

2.1 스트링거 관련 단면 상수

스트링거 단면의 형태에 따라 단면 특성치들의 계산이 필요하다. Fig. 2는 가장 일반적인 스트링거인 I, J형 스트링거의 단면 형상이다.

성형 스트링거 및 기계가공 스트링거를 모두 다루기 위하여 스트링거 각 부위의 두께를 임의로 설정할 수 있도록 하였으며 단면 상수들은 스트링거 웹 중심선과 스킨 중간 면의 교차점을 기준으로 한다. 스트링거의 면적(A_s), 도심(X_s, Y_s), 중립축에 대한 2차관성모멘트(I_s), 스킨 및 패드를 포함하는 전체 단면적에 대한 면적, 도심, 2차관성모멘트 등이 계산되어야 한다.

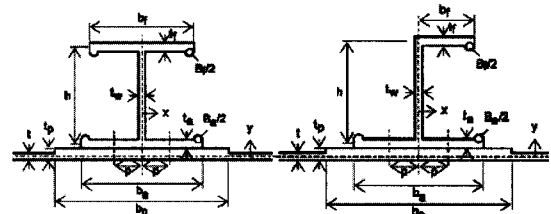


Fig. 2. Cross section shape of I, J type stringer

2.2 초기 스킨 좌굴 응력

스트링거는 측면경계조건으로만 작용할 때 스킨의 좌굴응력인 초기좌굴응력 (Initial buckling stress)을 계산하여야 패널 조립체 각 부위의 응력을 계산할 수 있으며, 이를 위해 고려해야 하는 요소는 다음과 같다.

1) 측면회전구속상수

패널의 측면은 회전에 대하여 구속되어져 있으나

횡으로 움직이는 것은 자유롭다고 가정한다. 측면회전구속상수는 참고문헌[8]의 다음 식을 사용하였다.

$$\mu = \frac{\pi^2 b}{\lambda^2 D} \left(GJ - fI_p + \frac{\pi^2}{\lambda^2} E_s C_{BT} \right) \quad (1)$$

이때 b: 패널의 폭

D: 패널 단위길이당 굴곡강성(Flexural rigidity)

GJ: 비틀림 강성(Torsional rigidity)

f: 스트링거에 작용하는 압축응력

I_p : 회전중심에 대한 극관성모멘트

λ : 좌굴 형상의 반파장 길이

E_s : 스트링거의 영계수

C_{BT} : 회전중심에 대한 비틀림-굽힘 계수

회전중심에 대한 비틀림-굽힘 계수 C_{BT} 는 참고문헌[9]의 방법을 사용하여 계산하였다.

형상비(Asspect ratio) a/b에 대한 f_{xe}/f_0 를 참고문헌 [10]을 이용하여 전산적으로 해석해를 구하였다. 여기서 f_0 는 일방향 축하중을 받고 측면이 단순 지지되어 있을 때의 탄성좌굴응력이며, f_{xe} 는 측면이 회전 구속된 경우의 탄성좌굴응력이다. 단순지지일 경우, 식 (3)의 k는 4이다.

$$f_0 = 3.62 E_p \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (2)$$

$$f_{xe} = \frac{k \pi^2 E_p t^2}{12 (1 - \nu^2) b^2} \quad (3)$$

이때 E_p 는 스킨 영계수, ν 는 포와송비, b는 스킨의 폭이다.

2) 초기형상 불규칙성에 의한 감소계수

초기 패널 형상의 불규칙성(Initial irregularities)이 좌굴계수에 미치는 영향은 참고문헌[11]과의 비교에 의해 감소계수(Reduction factor)를 아래 근사식 (4)로 구하여 반영한다. 이때 t는 패널의 두께이며 $\delta/1000$ 는 표준 제작공차이다.

$$r = 1 - 0.1837 \left(\frac{\delta}{1000 t} \right)^{0.4} \quad (4)$$

3) 좌굴응력의 소성 보정

계산된 좌굴응력 f가 재료의 탄성한계보다 크면 좌굴응력 f가 너무 크게 계산된 것임으로 정확한, 계산치 보다 작아지는 실제 좌굴응력을 응력-변형률 곡선을 고려하여 보정하여야 한다. 참고문헌[12]에서는 이를 감소계수(Reduction factor) η_3 로 나타낸다.

$$\eta_3 = \eta_1 \cdot \left(0.5 + 0.25 \cdot \left(1 + 3 \cdot \frac{E_t}{E_s} \right)^{\frac{1}{2}} \right) \quad (5)$$

여기서, $\eta_1 = \frac{E_s (1 - \nu_e^2)}{E (1 - \nu^2)}$ 이며, E_t 는 Tangent modulus, E_s 는 Secant modulus이며, E는 Modulus of elasticity이다. ν_e 는 탄성 포와송비이며, ν 는 포와송비이다.

응력-변형률($f - \epsilon$)선도는 식(6)과 같이 근사적으로 나타낼 수 있다(참고문헌[13] 참조).

$$\frac{\epsilon E}{f_n} = \frac{f}{f_n} + \frac{1}{m} \left(\frac{f}{f_n} \right)^m \quad (6)$$

이 식에서 참조응력(Reference stress) f_n 은 $E_t = 0.5E$ 일 때의 응력이다. 이 식으로부터 E_t 와 E_s 를 구할 수 있다. 만약 참조응력(Reference stress) f_n 과 재료특성을 알고 있다면, 패널과 스트링거의 내력(0.2% Proof stress)을 구할 수 있다.

측면구속상수, 초기형상 불규칙성, 소성보정을 감안한 소성 좌굴 응력, f_{cb} 는 아래 식으로부터 얻을 수 있다.

$$f_{cb} = K E_p \left(\frac{t}{b_e} \right)^2 \quad (7)$$

여기서, 좌굴응력상수, $K = 3.62 \frac{f_{xe}}{f_0} r \eta_3$ 이다. 초기 좌굴응력에 대한 예비계수(Reserve factor)는 식(8)으로부터 구할 수 있다.

$$RF = \frac{f_{cb}}{P} (A_s + b t + b_p (t_p - t)) \quad (8)$$

2.3 평균 및 끝단 응력

패널과 스트링거의 전체 영역에서의 좌굴 후 응력 분포는 평균응력, f_w 와 끝단응력, f_{ej} 의 항으로 표현될 수 있으며, 패널 중심은 좌굴응력, f_{cb} 를 유지한다. Fig. 3은 단면 전체 영역에서의 응력 분포를 보여주고 있다. 여기서 f_{ff} 는 자유 플랜지의 응력이며, f_{sk} 는 스킨의 응력이다.

끝단응력, f_{ej} 가 크면 유효폭(Effective width)이 작아지므로 응력 분포를 결정하기 위해 반복 계산을 수행하는 것이 필요하며, 이를 위한 초기 하중은 패널 좌굴 하중 이상의 값을 주어야하며 여기서 f_{ej} 의 초기값으로 식 (9)를 사용한다. 이때 P는 패널에 가해진 외부 압축하중이다.

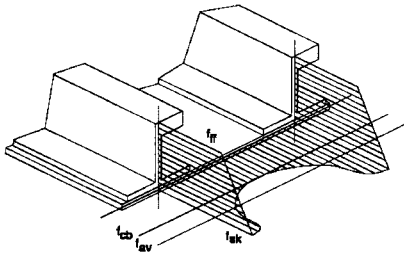


Fig. 3. Average and edge stresses in panel assembly

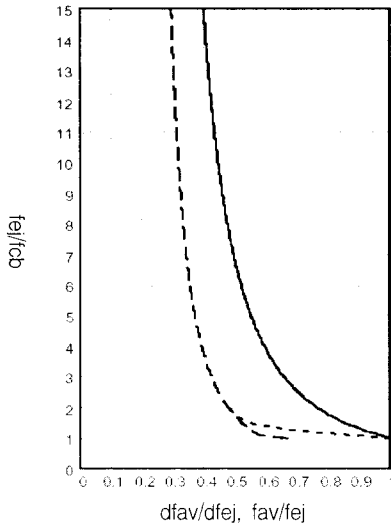


Fig. 4. Effective skin efficiency

$$f_{ej} = \frac{P}{A_s + bt + b_p(t_p - t)} \quad (9)$$

응력 분포를 계산하기 위하여 유효 패널 면적인 압축에 의한 면적, A_{pc} 와 굽힘에 의한 면적, A_{pb} 가 사용된다. 초기값으로 사용할 $A_{pc} = b \cdot t$ 이다.

$$A_{pc} = \frac{f_{av}}{f_{cj}} b_e t + (b - b_e)t \quad (10)$$

$$A_{pb} = \frac{df_{av}}{df_{ej}} b_e t + (b - b_e)t \quad (11)$$

여기서, $\frac{f_{av}}{f_{ej}}$ 와 $\frac{df_{av}}{df_{ej}}$ 는 참고문헌[13]의 Fig. 4에 대한 근사식을 구하여 사용하였으며 f_{ej} 가 패널의 좌굴 응력에 도달하였을 때 $\frac{df_{av}}{df_{ej}}$ 가 1에 접근하도록 점선을 수정하고 식(12)의 다항식으로 회귀시키어 사용하였다.

$$\begin{aligned} \frac{df_{av}}{df_{sk}} = & -0.645 \left(\frac{f_{sk}}{f_{cb}} \right)^3 + 3.658 \left(\frac{f_{sk}}{f_{cb}} \right)^2 \\ & - 6.980 \left(\frac{f_{sk}}{f_{cb}} \right) + 4.967 \end{aligned} \quad (12)$$

반복계산을 통하여 A_{pc} 와 A_{pb} 를 구하고 식(13)의 f'_{ej} 가 f_{ej} 의 0.1%이내에 접근할 때까지 계산을 반복하며, 0.1% 오차 이내의 f_{ej} 와 f_{av} 를 구한다.

$$f'_{ej} = \frac{P}{A_s + A_{pc} + b_p \cdot (t_p - t)} \quad (13)$$

2.4 국소 불안정

고려된 국소 불안정 특징들은 스트링거의 웹과 플랜지, 패널의 리벳간 좌굴(Inter-rivet buckling)에 대한 것들이다.

1) 자유플랜지(Free flange) 불안정 응력

자유플랜지 불안정성에 대한 좌굴 계수는 웹에 의해 지지된 부분은 고정된 것으로, 자유단은 단순 지지된 것으로 가정된 경우의 값인 1.16의 절반인 0.58을 절충된 값으로 사용한다.

$$J \text{ 단면: } f_{lif} = 0.58 E_s \left(\frac{t_f}{b_f} \right)^2 \quad (14)$$

$$I \text{ 단면: } f_{lif} = 0.58 E_s \left(\frac{t_f}{0.5 b_f} \right)^2 \quad (15)$$

2) 고정플랜지(Attached flange) 불안정 응력

고정플랜지는 불안정성의 두 가지 형태를 가지는 것으로 간주된다. 첫 번째는, 리벳을 지나서 돌출된 부분은 자유로운 플랜지로서 작용한다는 것이고, 두 번째는, 전체 플랜지 폭에 대하여 국부적인 패널로 간주할 수 있다는 것이다. 다음 식의 두 응력의 계산식 중 최소값이 고정플랜지의 불안정 응력 값으로서 사용되어진다. 이 식에서 전자는 첫 번째 경우에 대한 식이고 후자는 두 번째 경우에 대한 식이다.

$$\begin{aligned} f_{tia} = \min & \left(0.58 E_s \left(\frac{t_a}{0.5 b_a - p} \right)^2, \right. \\ & \left. 0.58 E_s \left(\frac{t_a + t_p}{0.5 b_a} \right)^2 \right) \end{aligned} \quad (16)$$

3) 웹 불안정 응력

웹은 각각의 플랜지에 단순지지 되어진다고 간주한다.

$$f_{liw} = 3.62 E_s \left(\frac{t_w}{h} \right)^2 \quad (17)$$

4) 리벳간(Inter-rivet) 불안정 응력

리벳간 불안정 응력을 계산하기 위해서는 전체 두께 즉, 스킨 패널과 패드 전체의 두께(t_p)가 사용된다(Fig. 5).

$$f_{ir} = E_p \frac{K_r}{12} \left(\pi \frac{t_p}{s} \right)^2 \quad (18)$$

리벳간 불안정 응력을 계산함에 있어 좌굴계수(K_r)는 체결 형태에 따라 다른 값을 갖는다. 즉,

- $K_r = 4.0$: Flat head or pan head rivets
- 3.0 : Mushroom head rivets
- 1.5 : Counter-sunk or dimpled rivets

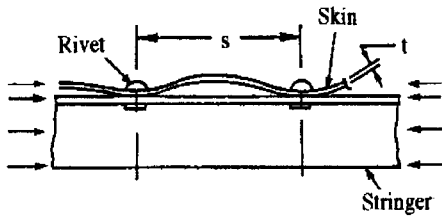


Fig. 5. Inter-rivet buckling

위의 식들로부터 구해진 값들은 소성 보정을 거쳐 불안정 허용응력으로 사용된다.

내부 연료 탱크 등에서 발생하는 횡압력이 작용할 경우 발생하는 굽힘 모멘트, M_p 와 제작 공차와 편심에 의한 굽힘 모멘트, M_c 를 고려하면 전체 굽힘 모멘트는, $M = M_p + M_c$ 이다. 이 때 스킨 또는 스트링거 임의의 점에서의 응력은 다음과 같다.

$$f = f_{c_j} + \frac{M \bar{y}}{I} K_{perry} \quad (19)$$

여기서 Perry 계수, K_{perry} 는 횡압력이 크지 않을 경우 스트링거의 중앙과 끝에서 다음의 동일한 값을 갖는다.

$$K_{perry} = \sec \left(\frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{P}{P_{Euler}}} \right) \quad (20)$$

임의의 위치에서의 응력에 대한 해당 부위의 불안정 응력의 비, 즉 예비계수를 구한다.

2.5 패널의 주름 불안정

패널의 주름 불안정 응력은 참고문헌[15]의 경험식 (21)을 사용한다.

$$f_{us} = \eta_3 E_p \left(0.403 \left(\frac{t_p}{b} \right) \left(\frac{t_a}{p_{eff}} \right)^3 \left(\frac{1 + 3p_{eff}/h}{4 + 3p_{eff}/h} \right) \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{125t_2s}{E_s} \right)^{3/4} \quad (21)$$

이때 p_{eff} 는 유효리벳오프셋(Effective rivet offset)으로 참고문헌[14]의 실험치를 다항식으로 근사하여 사용하였다.

2.6 비틀림 불안정

비틀림 불안정 유형에는 스트링거가 같은 방향으로 비틀림이 작용할 때인 대칭형과 반대 방향으로 비틀림이 작용할 때인 비대칭형이 있다. 비틀림 불안정 응력은 다음 식(22), (23)로 구한다.

$$f = \frac{1}{I_p} \left(\frac{E_s J}{2.6} + E_s \Gamma \left(\frac{\pi n_w}{a} \right)^2 + R_1 \left(\frac{a}{\pi n_w} \right)^2 \right) \quad (22)$$

$$R_1 = \frac{R_2 R_3}{R_2 + R_3} \quad (23)$$

이때 R_2 는 패널에 의해 가해지는 비틀림 구속력이고, R_3 는 스트링거에 의해 가해지는 비틀림 구속력이며 식 (24)으로 구한다.

$$R_3 = \frac{1}{1 - \nu^2} \frac{E_s}{4h/t_w^3 + 12p/t_a^3} \quad (24)$$

Γ 는 비틀림(Warping)상수로 참고문헌[15]에 의해 구하였으며 비틀림 불안정 응력, f_{tor} 은 반파장길이 n_w 의 반복계산에 의해 구해진 f 의 최소값이다.

1) 대칭 비틀림 불안정성 계산

대칭 비틀림 불안정 응력을 계산하기 위한 상수 R_2 는 식(25)로 구한다

$$R_2 = \frac{1}{1 - \nu^2} \frac{E_p t^3}{b_e} \quad (25)$$

2) 비대칭 비틀림 불안정성 계산

비대칭 비틀림 불안정 응력을 계산하기 위한 상수 R_2 는 식(26)로 구한다.

$$R_2 = \frac{E_p t^3}{3b_e} \left(0.3 + 0.7 \frac{f_{sk}}{f_{cb}} \right) \quad (26)$$

2.7 굴곡 (Flexural) 불안정

굴곡 불안정에는 대칭과 비대칭의 두가지 유형이 존재하며, 대칭 유형은 굴곡의 반파장 길이에서 발생한다고 가정되고, 참고문헌[16]의 시컨트 공식을 이용하여 구한다. 비대칭 유형은 불안정 응력이 가장 작은 반파장 길이에서 구한다.

1) 대칭 굴곡 불안정

패널의 허용응력, f_{alt} 와 스트링거의 허용응력, f_{alt_s} 를 사용하여 대칭 굴곡 불안정 응력 f_{flex} 를 구

한다. 이 과정은 외부하중을 변화시켜 끝단응력 f_{ej} 를 찾는 것과 마찬가지로, 외부하중을 변화시켜 스킨과 스트링거의 최대 응력이 최소 허용 응력에 도달하는 f_{ej} 를 찾는다. 이 때 찾아진 f_{ej} 가 대칭 굴곡 불안정 응력 $f_{fl,rs}$ 이다.

2) 비대칭 굴곡 불안정

비대칭 굴곡 불안정 응력은 식(27), (28)으로 구한다. 비대칭 유형은 반좌장 길이 n_w 에 대하여 가장 작은 불안정 응력을 구한다.

$$f = \frac{E_s I \left(\frac{\pi n_w}{a} \right)^2 + R_4 \left(\frac{a}{\pi n_w} \right)^2}{A_s + A_{pb} + b_p (t_p - t)} \quad (27)$$

$$R_4 = 4E_p \left(\frac{t}{b} \right)^3 \quad (28)$$

2.8 굴곡/비틀림 불안정

굴곡/비틀림 불안정 응력 f_x 는 식(29)로부터 구한다.

$$f_x = \frac{f}{1 - \xi^2} \left(\frac{1}{2} (1 + R) - \sqrt{\frac{1}{4} (1 - R)^2 + \xi^2 R} \right) \quad (29)$$

굴곡/비틀림 연결계수, ξ 는 식(30)로 구한다.

$$\xi = |x_e - \bar{x}| \sqrt{\frac{A_s + A_x}{I_p}} \quad (30)$$

여기서, x_e 는 전단중심(Shear center)의 x 좌표, \bar{x} 는 도심의 x 좌표이다. $f_{flcr} \leq f_{tors}$ 이면, $R = \frac{f_{flcr}}{f_{tors}}$, $f = f_{tors}$ 이고, $f_{tors} < f_{flcr}$ 이면, $R = \frac{f_{tors}}{f_{flcr}}$, $f = f_{flcr}$ 이다.

2.9 예비계수(Reserve factor)

예비계수는 식(31)과 같이 좌굴이 발생하는 힘과 외부에서 작용하는 압축하중과의 비로 표시되며, 예비계수 값이 1.0보다 큰 경우에는 해당 불안정 유형에 대해서 구조적으로 안정함을 나타낸다.

$$RF = \frac{P_{all}}{P_{applied}} \quad (31)$$

여기서, P_{all} 은 allowable load, $P_{applied}$ 는 applied compressive end load를 나타낸다. 여기서 P_{all} 은 해당 불안정 응력과 면적의 곱으로 구할 수 있다. 여기서 말하는 불안정 응력은 해당 불안정성이 발생하는 임계 응력값을 말한다. 본 프로그램

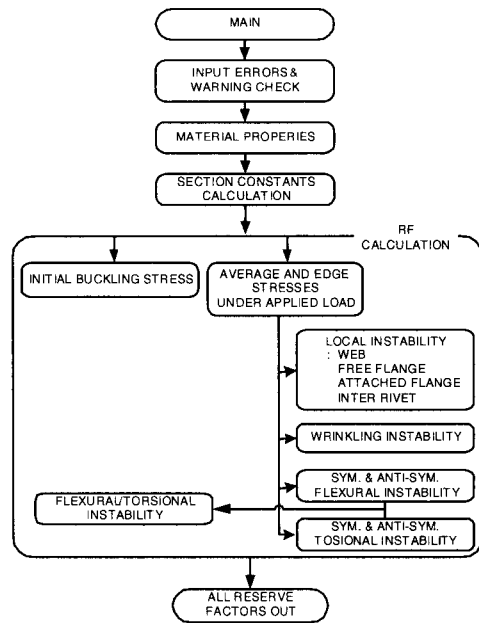


Fig. 6. Program structure

에서는 각각의 불안정 응력을 구하기 위해 임의의 초기 불안정 응력(Euler buckling stress or skin stress)을 가정하고 응력값을 순차적으로 증감시켜가면서 예비계수가 1이 되는 응력값을 임계 불안정 응력값으로 선정한다. 이렇게 구한 임계 불안정 응력으로부터 허용 하중을 구하고, 허용 하중과 적용 하중의 비로 예비계수를 최종적으로 구한다.

불안정성 해석 수행을 위한 프로그램 구조는 Fig. 6과 같다. 본 프로그램에서는 각 불안정 유형에 대한 개별적인 예비계수 계산이 가능하도록 구성 하였다.

III. 예제문제

3.1 예제 1 - J 단면 스트링거

첫 번째 예제로 A320-100 날개에 사용된 J 단면 스트링거 패널을 해석하여 Airbus 설계 매뉴얼의 해석 결과와 비교하였다. 단면 형상은 Fig. 7과 같으며 사용된 재료는 Table 1에 나타내었다. 그 외의 리벳과 끝단하중은 다음과 같다.

- Rivet attachment type: C
- Rivet attachment pitch s: 29.500 mm
- Rivet diameter d: 6.350 mm
- Rivet tensile strength pult: 20,000 N
- Applied compressive end load PP: 450,000 N

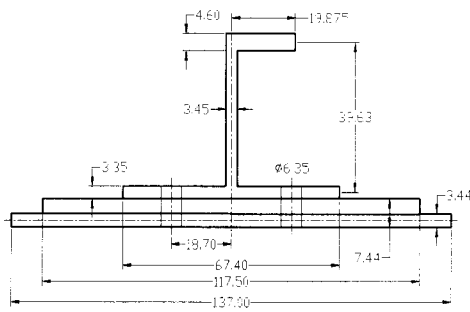


Fig. 7. Geometry of A320 panel section

Table 1. Material characteristics for A320 panel

Component	F _{tu} (Mpa)	F _{t2} (Mpa)	F _n (Mpa)	m	E (Mpa)
Skin	590.0	549.8	524	58.0	73100
Stringer	630.0	594.9	571	72.0	75800

Table 2. J단면 예비계수 해석 결과 비교

순번	불안정 예비계수	프로그램 결과	참고 문헌 [15]	오차율 (%)
1	Initial skin	0.774	0.650	19.1
2	Free flange	1.098	1.05	4.6
3	Web	1.191	-	-
4	Attached flange	1.717	-	-
5	Inter-rivet	1.324	-	-
6	Wrinkling	1.633	1.602	1.9
7	Sym. flexure	1.110	1.083	2.5
8	Antisym. flexure	1.515	1.520	-0.3
9	Sym. torsion	1.531	1.559	-1.8
10	Antisym. torsion	1.520	1.558	-2.4
11	Flexure-torsion	1.047	1.025	2.1

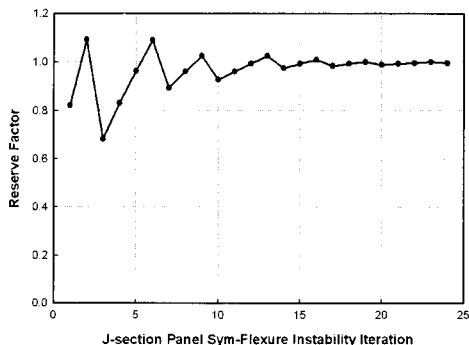


Fig. 8. Iteration for sym-flexure instability stress calculation

프로그램 실행으로 얻은 J 단면의 해석 결과를 본 연구의 기본 모델인 참고 문헌[15]의 자료와 비교하여 Table 2로 결과의 타당성을 확인하였다. 단, 초기스킨 좌굴의 예비계수에 19.1%라는 상당히 큰 오차가 발생하였다. 이는 참고문헌[15]의 경우 측면 회전구속 상수 계산에 Airbus사 내부의 간단한 경험식을 사용한 반면 본 논문에서는 이론식을 사용하여 차이가 발생한 것으로 추정된다. Fig. 8은 대칭 굴곡 유형에 대한 불안정 응력 결정을 위한 수렴과정을 보여주고 있다. 다른 불안정 유형에 대해서도 유사한 수렴과정을 나타낸다.

3.2 예제2 - I 단면 스트링거

두 번째 예제로 A380 날개 밑면에 사용된 I 단면 스트링거 패널을 해석하였다. 단면 형상은 Fig. 9와 같으며 사용된 재료는 Table 3에 나타내었다. 그 외의 리벳과 끝단하중은 다음과 같다.

Rivet attachment type: C
 Rivet attachment pitch s: 31.470 mm
 Rivet diameter d: 6.350 mm
 Rivet tensile strength pult: 6,770 N
 Applied compressive end load PP: 200,000 N

A380 날개 밑면 스킨-스트링거 패널 조립체는 굴곡/비틀림 불안정에 대하여 가장 취약하며 고정플랜지가 가장 안정한 것을 확인하였다. 굴곡/비틀림 불안정을 보강하기 위해서는 연결계수를 증가시키기 위하여 전단 중심의 위치가 이동

Table 3. Material characteristics for A380 panel

Component	F _{tu} (Mpa)	F _{t2} (Mpa)	F _n (Mpa)	m	E (Mpa)
Skin	440	249.8	203.2	8.777	71000
Stringer	515	323.9	275.7	11.058	74000

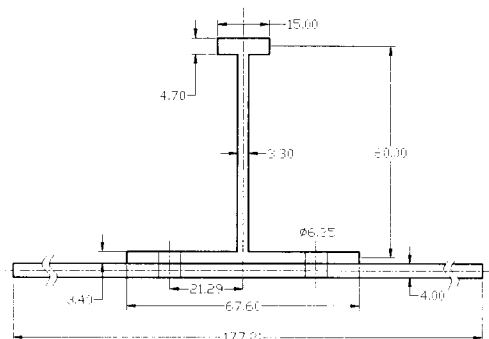


Fig. 9. Geometry of A380 panel section

Table 4. I단면 예비계수 해석 결과

순번	불안정 예비계수	프로그램결과
1	Initial panel	1.072
2	Stringer free flange	1.348
3	Stringer web	1.332
4	Stringer attached flange	2.169
5	Inter-rivet	1.809
6	Wrinkling	1.109
7	Sym. flexure	1.087
8	Anti-sym. flexure	1.514
9	Sym. torsion	1.442
10	Anti-sym. torsion	1.396
11	Flexure-torsion	1.086

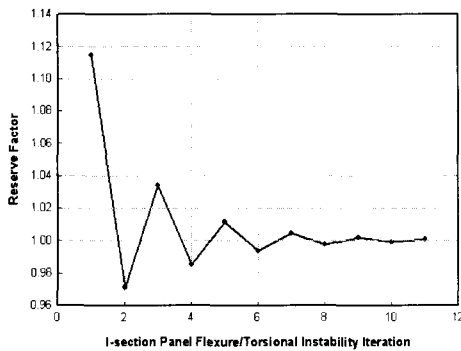


Fig. 10. Iteration for flexure / torsional instability stress calculation

되도록 조절할 수 있다. Fig. 10은 굴곡/비틀림 유형에 대한 불안정 응력 결정을 위한 수렴과정을 보여주고 있다. 다른 불안정 유형에 대해서도 유사한 수렴과정을 나타낸다.

IV. 결 론

본 연구를 통하여 민간 항공기 및 군용 수송기의 날개 및 동체의 기본 구조 형태인 스킨-스트링거 패널 조립체에 대한 불안정성 해석 프로그램을 개발하였다. 프로그램의 구성을 위하여 ESDU 및 NACA의 많은 참고 문헌 자료들을 이용하였으며 실제 현업에서 사용하기에 복잡하고 어려운 수식들을 코드화하여 프로그램으로 구성함으로써 빠르고 효율적으로 스킨-스트링거 패널 조립체에 대한 불안정성 해석을 할 수 있을 것이다. 각각의 불안정 유형에 대한 분석을 통하여 스트링거의 형상설계를 개선할 수 있다.

개발된 프로그램의 해석 결과의 유효성을 검증

하기 위하여 참고 문헌[15]에 수록되어 있는 Airbus사의 해석 결과와 비교하여 정확성을 확인하였다. 또한 각 불안정 유형의 응력과 예비계수에 대한 반복 계산 수렴도를 보여주는 Fig. 8과 Fig. 10을 통하여 프로그램의 반복계산이 제대로 수행되었는지 확인하였고, 프로그램 구성의 안정성도 확인하였다.

본 프로그램은 I, J, Z 단면 형상에 대하여 해석할 수 있도록 개발되었으며 기타 단면 형상에 대해서도 해석할 수 있도록 추가 보완이 필요하며, 향후 기계가공 스트링거의 최적형상을 찾는 최적화 문제의 해석 도구로써 사용될 수 있을 것이다.

후 기

이 논문은 2005년도 지방대학혁신역량강화사업에 의하여 지원되었음.

참고문헌

- 1) Rondeau, D.L., Peck, E.S., "Generative Design and Optimization of The Primary Structure for a commercial Transport Aircraft Wing", AIAA-96-4135-CP, 1996, pp. 1299-1307.
- 2) Bruhn, "Analysis and Design of Flight Vehicle Structures", 1973.
- 3) Michael Chun-Yung Niu, "Airframe Structural Design", Lockheed Aeronautical Systems Company, 1988.
- 4) T. H. G. Megson, "Aircraft Structures for engineering students", Edward Arnold, 1990, pp. 225-373.
- 5) David J. Perry and J. J. Azar, "Aircraft Structures", McGraw-Hill, 1982. pp. 97-126, pp. 233-275.
- 6) 김광수, 우경식, 임철호, "항공기 동체의 패널 해석 및 구조 크기 최적화 연구", 한국항공우주학회지, 제26권, 제8호, 1998, pp. 118-129, 1998.
- 7) 김광수, 이영무, "항공우주비행체 동체 주구조물 최적화 연구", 한국항공우주학회지, 제28권, 제5호, pp. 123-132, 2000.
- 8) Eugene E. Lundquist and E. Z. Stowel "Restraint provided a flat rectangular plate by a sturdy stiffener along an edge of the plate", NACA Report No. 735, 1942.
- 9) Eugene E. Lundquist and C. M. Fligg, "A theory for primary failure of straight centrally loaded columns", NACA Report No. 582, 1938.

10) Eugene E. Lundquist and E. Z. Stowel "Critical compressive stress for flat rectangular plates supported along all edges and elastically restrained against rotation along the unloaded edges", NACA Report No. 733, 1942.

11) E.S.D.U. data sheet 02.01.10 "Buckling stress coefficients for slightly curved plates with clamped", January, 1948.

12) E.S.D.U. data sheet 83044. "Plasticity correction factors for plate buckling", December, 1983.

13) E.S.D.U. data sheet 76016, "Generalisation of smooth continuous stress-strain curves for metallic materials", August, 1976.

14) B.A.C. Structural design data vol. 3, Section 36. February 1966.

15) Airbus Structure Engineering Software APA114 VOL. 3, REF No: GEN/B0500/04471, May 1997.

16) E.S.D.U. data sheet 01.01.01 "The strength of struts", November, 1983.