

論 文

표면 효과익선(WIG)의 구조 강도에 관한 연구

고 재 용 * 박 석 주 ** 정 성 호 *** 박 성 현 ****

* 목포해양대학교 해양시스템공학부, ** 한국해양대학교 해양시스템공학부
*** 목포해양대학교 대학원 **** 목포해양대학교 운송시스템학부

A Study on the Structure Strength of Wing In Ground effect Ship

Jae-Yong Ko * Sok-Chu Park ** Sung-Ho Jung *** Sung-Hyeon Park ****

* Mokpo Maritime University, Faculty of Ocean System Engineering
** Korea Maritime University, Faculty of Ocean System Engineering
*** Graduate school of Mokpo Maritime University
**** Mokpo Maritime University, Faculty of Maritime Transportation System

Abstract : The wing in ground effect (WIG) ship is an energy saving vessel that uses the lift from its air-wing along with the lift increase from the ground effect by flying low above the sea surface. The WIG Ship should consist of thin plate in order to float on the sea and to fly in the air. Therefore, the structure of WIG Ship has very thin and light shell plate and stiffener like stringer and frame has comparatively large cross section area. This structure makes shell plate nearly pure shear field when shell plate is pressed by in-plane load. This complex thin plate structure of WIG Ship can be considered as a closed section beam which makes it possible to analyze structure response of WIG Ship affected by shear load and bending load.

In this respect, the present study will show basic theory for analysing shear stress and focus on the analysis of structure strength of model WIG Ship's wing.

key word : Ground effect, Shear stress, Pure shear, Bending stress, Thin plate

요 약 : 표면효과익선이란 동체의 날개가 해수면 가까이 비행할 때 수면과 날개 사이에서 양력이 증가되는 표면효과를 이용하는 에너지 절약형 선박이다. 표면효과익선은 낮은 고도로 공기 중에서 비행하여야 되므로 박판으로 이루어져야 한다. 그러므로, 표면효과익선 구조에서 외판의 두께는 얇고 가벼우며 Stringer와 Frame등의 보강재는 외판에 비하여 단면적이 훨씬 크다. 이와 같은 구조에 있어서는 외판이 면내방향의 하중을 받으면 박판인 외판은 순전단장에 가깝게 된다. 이와같이 외판과 큰 단면적을 갖는 Stringer를 서로 조합하여 이루어진 구조는 표면효과익선 구조물의 구조용담해석이 가능하다.

본 연구에서는 기본설계 단계에서 간단하게 기체 구조강도해석을 할 수 있는 기존의 해석적인 방법으로 동체와 표면의 구조강도를 계산할 수 있는 해석적인 방법을 제시하였다.

핵심용어 : 지면효과, 진단응력, 순전단응력, 압힘응력, 박판

* 정희원, kojy@mail.mmu.ac.kr, 061)240-7219

** 정희원, scpark@hanara.kmaritime.ac.kr, 051)412-4305

*** shjung@samhoi.co.kr, 061)460-2668

**** 정희원, shpark@mail.mmu.ac.kr, 061)240-7127

1. 서 론

세계적인 사회경제적 발전 추이 및 가치관의 다양화로 시간 가치가 높은 여객 및 화물의 대량 해상운송의 필요성이 증가함에 따라 Hovercraft 및 Hydrofoil과 같은 초고속선보다 빠르고 항공기보다 안전한 운송수단의 요구가 증대되고 있다. 이러한 신개념의 운송수단으로 기대되고 있는 것이 표면 효과익선(WIG)으로 최근 들어 많은 효용성 논의 및 가능성 연구가 활발히 진행되고 있다.(항공연구소,1993)

표면효과익선(Wing in ground effect ship)이란 동체의 날개가 해수면 가까이 비행할 때 수면과 날개 사이에서 양력이 증가되는 표면효과(Ground Effect)를 이용하는 에너지 절약형 선박이다. 이러한 표면효과익선은 해상에서 부양하여야 하고 공기 중에서 비행하여야 하므로 조선 항공분야의 요소 기술을 결합하여 단점을 극복하고 장점을 유지시키는 시스템 인터그레이션 기술이 중요하다. 표면효과익선의 개발을 위해서는 시스템 종합 설계 기술, 저항 추진 기술, 조종 내항성 기술, 구조 기술, 엔진 및 기자재 분야 기술 등 종합적인 기술 확보가 필요하나 본 연구에서는 경량화에 따른 구조안정성을 평가하는 표면효과익선의 구조 강도해석을 실시하였다.

2. 수치 계산이론 및 방법

표면효과익선(WIG)은 낮은 고도로 공기 중에서 비행하여야 하므로 표면효과익선 구조에서 외판의 두께는 얇고 가벼우며 Stringer와 Frame등의 보강재는 외판에 비하여 단면적이 훨씬 크다. 이와 같은 구조에 있어서는 외판이 면내 방향의 하중을 받으면 박판인 외판은 순전단장에 가깝게 된다. 그러므로 표면효과익선과 같은 복잡한 박판구조에 있어서는 강도와 강성평가가 간단히 이루어 질 수 있다. 한편 동체와 표면효과익선 구조는 전체적으로 보았을 때 Stringer를 Frange로써 간주한다면 두께가 얇은 폐단면보로 볼 수 있다. 이와 같이 외판(Web)과 큰 단면적을 갖는 Stringer(Flange)를 서로 조합하여 이루어진 구조는 표면효과익선구조의 특징이며 해석적인 방법으로 전단하중과 굽힘하중을 받는 표면효과익선의 구조물의 구조응답해석이 가능하다.

동체구조에 있어서 프레임의 굽힘강도평가는 설계단계에서 중요한 검토사항이다. 동체에 작용하는 집중하중은 기본적으로는 프레임부에 작용되도록 하고 있다. 이 집중하중에 의하여 프레임에는 선단변형과 굽힘변형이 발생한다.

이상과 같은 관점에서 본 연구에서는 기본 설계단계에서 간단하게 기체구조강도를 해석할 수 있는 기존의 해석적인 방법으로 동체와 표면의 구조강도를 계산할 수 있는 해석적인 방법을 검토 제시한다.(Rivello,(1969); Megson,(1979))

아래 Fig.1에서는 비대칭 단면보를 나타내고 있다.

굽힘모멘트가 단면의 주축이 아닌 보 단면내 2개의 축 주위

에 작용하는 일반적인 경우에 있어서도 보 임의의 단면은 굽힘을 받고 난 후 평면은 그대로이고, 응력은 변형률에 비례한다고 가정한다.

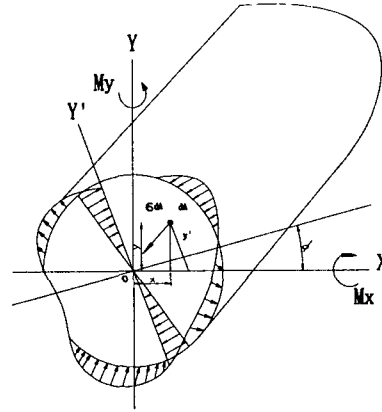


Fig.1 Cross section of unsymmetric beam

따라서, 보단면이 변형 후 평면을 유지함으로써 단면 임의의 점 보에 있어서 축선 방향의 변형률은 중립축 (Fig.1에 있어서 Ox')으로부터 이 점까지의 거리 y'에 비례하고 응력은 변형률에 비례하므로 응력도 중립축으로부터 이 점까지 거리에 비례한다.

즉,

$$\sigma = K y', \quad K = \text{비례정수} \tag{1}$$

K는 0이 아니다. K=0 이라면 응력 σ 는 항등적으로 0이 되어 굽힘을 받는 보의 단면이 응력을 받지 않게 됨으로서 외부로부터 가해진 모멘트와의 평형이 성립되지 않기 때문에 불합리하다. 단면 임의의 면적요소를 dA라고 하자. 이 요소에 수직으로 작용하는 합력은 σdA 이다. 순수굽힘인 경우 보 임의의 단면상의 축하중은 0이다. 따라서,

$$\int_A \sigma dA = 0 \tag{2}$$

식(2)에 식(1)를 대입하여

$$K \int_A y' dA = 0 \tag{3}$$

위에 서술한 바와 같이 $K \neq 0$ 이기 때문에

$$\int_A y' dA = 0 \tag{4}$$

y' 는 중립축으로부터의 거리이고, 이 식은 중립축 Ox'가

도심을 통하고 있음을 나타내고 있다.

만약, Fig.1에 나타난 바와 같이 중립축 Ox' 가 x 와 ϕ 축으로 생기는 각이라면 좌표변환공식으로 부터

$$y' = -x \sin \phi + y \cos \phi \quad (5)$$

이다. 따라서, 굽힘응력은 다음과 같이 나타낼 수 있다

$$\sigma = -Kx \sin \phi + Ky \cos \phi \quad (6)$$

또는

$$K_1 = -K \sin \phi, K_2 = K \cos \phi \quad (7)$$

로 가정하면 식(7)를 식(6)에 대입하여

$$\sigma = K_1x + K_2y \quad (8)$$

여기서, K_1 과 K_2 는 미지계수이고, K 와 ϕ 대신에 이용할 수 있다. x 축 주위에 외부로부터 가해진 굽힘모멘트 M_x 는 내력 σdA 의 모멘트와 같지 않으면 안된다. 굽힘모멘트 M_x 의 (+)방향을 Fig.1에 나타내는 방향으로 하고, σ 는 인장의 경우를 (+)로 하면

$$M_x = - \int_A \sigma y dA \quad (9)$$

식(8)를 식(9)에 대입하면

$$M_x = -K_1 \int_A xy dA - K_2 \int_A y^2 dA \quad (10)$$

식(10)에 있어서

$$I_{xy} = \int_A xy dA, \quad (11)$$

라고 한다면, I_{xy} 는 단면상승모멘트, I_x 는 x 축 주위의 단면 2차 모멘트 식(11)를 식(10)에 대입하여

$$M_x = -K_1 I_{xy} - K_2 I_x \quad (12)$$

y 축 주위에 외부로부터 가해진 굽힘모멘트 M_y 도 같은 면적요소에 작용하는 내력 σdA 모멘트의 합과 같지 않으면 안된다. Fig.1에 나타나는 M_y 의 (+)방향의 규약을 고려하면

$$M_y = - \int_A \sigma x dA \quad (13)$$

식(8)을 식(13)에 대입하여

$$M_y = -K_1 \int_A x^2 dA - K_2 \int_A xy dA \quad (14)$$

여기서, y 축 주위의 단면 2차 모멘트

$$I_y = \int_A x^2 dA \quad (15)$$

을 식(11)와 함께 식(14)에 대입하면

$$M_y = -K_1 I_y - K_2 I_{xy} \quad (16)$$

식(13), 식(16)를 정리하면

$$K_1 I_y + K_2 I_{xy} = -M_y$$

$$K_1 I_{xy} + K_2 I_x = -M_x$$

라고 하고, 이것을 K_1, K_2 를 미지수로서 연립이원 1차연립방정식을 풀면

$$K_1 = \frac{M_x I_{xy} - M_y I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}, K_2 = \frac{M_y I_{xy} - M_x I_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} \quad (17)$$

식(17)을 식(8)에 대입하면

$$\sigma = \frac{M_x I_{xy} - M_y I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} x + \frac{M_y I_{xy} - M_x I_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} y \quad (18)$$

특히 $I_{xy} = 0$ 으로 될 때, x, y 축은 단면주축(또는 단면의 관성주축)이라고 부르지만 이와 같은 경우에는 x, y 대신에 X, Y 라고 한다면 위 식은 다음식과 같이 된다.

$$\sigma = -\frac{M_x}{I_x} Y - \frac{M_y}{I_y} X \quad (19)$$

모든 대칭정보에 대하여 구해진 해법은, 비대칭정보에 대해서도 똑같이 적용된다. 비대칭정보의 stringer의 단위길이당의 굽힘응력차 $\Delta\sigma$ 는 식(17)에 있어서 M_x 대신에 단위길이에 대한 굽힘모멘트 차 ΔM_x 를 똑같이 M_y 대신에 단위길이에 대한 굽힘모멘트 차 ΔM_y 를 대입하여 구할 수 있다. 즉

$$\Delta\sigma = \frac{\Delta M_x I_{xy} - \Delta M_y I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} x + \frac{\Delta M_y I_{xy} - \Delta M_x I_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} y$$

여기서, V_x, V_y 를 보의 정면에 작용하는 x, y 방향의 전단력이라고 한다면

$$\Delta M_x = V_y, \quad \Delta M_y = V_x \quad \text{이므로}$$

$$\Delta\sigma = \frac{V_y I_{xy} - V_x I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} x + \frac{V_x I_{xy} - V_y I_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} y \quad (20)$$

이것에 stringer 면적 A를 곱하면 stringer 축력차 ΔP 가 얻어지며 이것이 stringer 양측의 전단흐름차 Δq 로 된다. 즉,

$$\Delta q = \Delta P = \left(\frac{V_y I_{xy} - V_x I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} x + \frac{V_x I_{xy} - V_y I_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} y \right) A \quad (21)$$

3. 표면효과익선의 구조강도해석 및 고찰

3.1 표면효과익선의 모델링

Fig.2는 본 연구에서 해석하고자 하는 200인승의 표면효과익선(WIG)의 단면을 나타내고 있으며 비행기와 유사한 형태를 하고 있음을 알 수 있다.

Fig.3에서는 WIG 해면익의 폭방향으로 $y=6.2\text{ m}$ 지점에 있어서 단면을 나타내고 있다. 즉, spar방향으로 $y=6.2\text{ m}$ 인 지점은 동체와 해면익이 만나는 지점을 나타내고 있다. 이 지점에서는 동체의 프레임에 해면익의 spar가 연결되는 곳이다. 이 지점에서의 단면과 $y=12.0\text{ m}$ 인 지점의 단면을 가지고서 동체와 해면익이 연결되는 지점에서의 stringer와 spar에 작용하는 압축력과 인장력을 구하고 각 외판(web)에 작용하는 shear flow를 계산하였다.

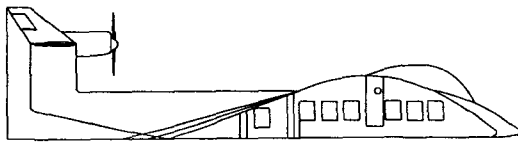


Fig.2 Side view of wing in ground effect ship

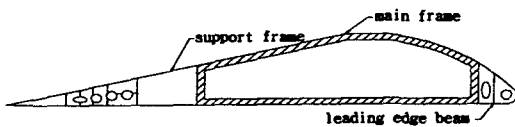


Fig.3 Ground effect wing section

Fig.4(a)에서 stringer번호 39와 40은 front spar를 나타내고 있으며 stringer번호 1과 78은 mid spar를 나타내고 있다. 이 front spar와 mid spar의 단면적은 2.5 cm^2 이고 그 외의 stringer의 단면적은 1.31 cm^2 이다. 또한, stringer사이의 거리는 300 mm 로서 해면익의 상하면은 $300\text{ mm} \times 38 = 11400\text{ mm}$ 의 길이를 가지고 있다. 즉, stringer번호 39에서 78까지 거리가 11400 mm 임을 나타내고 있다.

그리고, spar $y=6.2\text{ m}$ 의 지점에 있어서 작용하중은 다

음과 같이 가정하였다. 물론, 작용하중을 구체적으로 구해야 하지만 여기서는 C.G에서의 작용하중을 참조로 하여 각 지점에서의 작용하중을 추정하였다.

$$\begin{aligned} \text{Spar } y=6.2\text{ m } M_x &= -18275510 \text{ [kg-m]} \\ M_z &= 3287998 \text{ [kg-cm]} \end{aligned}$$

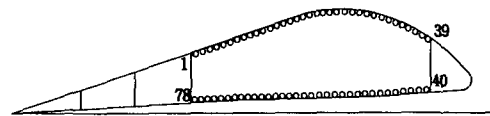
$$\begin{aligned} \text{Spar } y=12.0\text{ m } M_x &= -11291280 \text{ [kg-cm]} \\ M_z &= 2211328 \text{ [kg-cm]} \end{aligned}$$

또한, Spar $y=6.2\text{ m}$ 에서 외력은 다음과 같다.

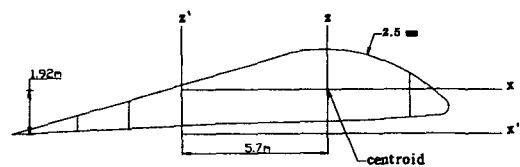
$$\text{전단력 : } V_x = 3959\text{ kg}, \quad V_z = 38316\text{ kg}$$

$$\text{비틀림모멘트 } M_y = 5684693 \text{ [kg-cm]}$$

그리고, V_x, M_z 의 작용선 위치는 Fig.5와 같다.



(a)



(b)

Fig.4 Ground effect wing section at spar ($y=6.2\text{ m}$)

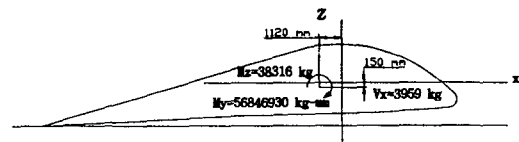


Fig.5 Force acting on ground effect wing section ($y=6.2\text{ m}$)

3.2 해석결과 및 고찰

spar $y=6.2\text{ m}$ 의 지점에 있어서의 좌표계

$$\bar{z} = \frac{\sum z \Delta A}{A} = 192$$

$$\bar{x} = \frac{\sum x \Delta A}{A} = 570$$

spar $y=12.0\text{ m}$ 의 지점에 있어서의 좌표계

$$\bar{z} = \frac{\sum z \Delta A}{A} = 183$$

$$\bar{x} = \frac{\sum x \Delta A}{A} = 570$$

여기서, 각 지점에서의 굽힘응력을 구하기 위하여 식(20)로

부터 구할 수 있고 여기에 각 spar와 stringer를 구함으로서 작용하는 압축력과 인장력을 구할 수 있다. 이것으로 부터 두 지점의 축력차를 구하여 각 외판(web)에 작용하는 shear flow를 구할 수 있다. 그 결과를 Table.1에 나타내고 있다. 그리고, 해면익은 Taper이다. 따라서, flange 및 stringer단면에 작용하중이 직각이 아니기 때문에 이런 축력은 단면내의 성분을 가지므로 비틀림모멘트를 발생시키나 여기서는 이것을 다른 외하중에 비해 미소하기 때문에 무시하였다. 다음으로 외력에 의하여 xz면의 o 주위에 가해지는 비틀림 모멘트는 다음과 같다.

$$\sum M_o = 38316 \times 112.0 - 3959 \times 15.0 + 56846930 = 1393300 \quad (22)$$

■ 절단한 Web의 전단흐름에 의한 것 = 12809000

■ 닫힌 전체 web에 일정한 전단흐름에 의한 것 = $2A_o q_o$

따라서 외력에 의한 모멘트가 단면의 내력에 의한 모멘트로 변하기 때문에 다음이 성립된다.

Table.1 Shear stress analysis of Web

Stringer no.	P y=620cm	P y=1200cm	ΔP [kg]	$q' = \frac{\Delta P}{69.9}$ [kg/cm]	$2\Delta A_o$ [cm ²]	$2q'\Delta A_o$ [kg-cm]	q_o [kg/cm]	$q = q' + q_o$ [kg/cm]	t [cm]	τ [kg/cm ²]
1	.2501E+04	.1516E+04	.9853E+03	.1699E+01	.7198E-04	.1223E+05	-.4703E+01	-.3004E+01	.2500E+00	-.1202E-02
2	.1397E+04	.8561E+03	.5411E+03	.2632E+01	.7198E-04	.1894E+05	-.4703E+01	-.2071E+01	.2500E+00	-.8285E-01
3	.1484E+04	.9177E+03	.5659E+03	.3608E+01	.7198E-04	.2597E+05	-.4703E+01	-.1066E+01	.2500E+00	-.4382E-01
4	.1570E+04	.9794E+03	.5908E+03	.4626E+01	.6718E-04	.3108E+05	-.4703E+01	-.7702E-01	.2500E+00	-.3081E-00
5	.1644E+04	.1025E+04	.6190E+03	.5693E+01	.6268E+04	.3569E+05	-.4703E+01	.902E+00	.2500E+00	.3061E+01
6	.1706E+04	.1079E+04	.6270E+03	.6774E+01	.6268E+04	.4246E+05	-.4703E+01	.2071E+01	.2500E+00	.8285E+01
7	.1768E+04	.1125E+04	.6429E+03	.7883E+01	.6268E+04	.4941E+05	-.4703E+01	.3180E+01	.2500E+00	.1272E+02
8	.1830E+04	.1163E+04	.6667E+03	.9032E+01	.5908E+04	.5396E+05	-.4703E+01	.4329E+01	.2500E+00	.1732E+02
9	.1892E+04	.1201E+04	.6782E+03	.1020E+02	.5908E+04	.6027E+05	-.4703E+01	.5499E+01	.2500E+00	.2195E+02
10	.1954E+04	.1239E+04	.6975E+03	.1140E+02	.5908E+04	.6739E+05	-.4703E+01	.6701E+01	.2500E+00	.2690E+02
11	.1979E+04	.1262E+04	.7168E+03	.1264E+02	.5638E+04	.7126E+05	-.4703E+01	.7937E+01	.2500E+00	.3175E+02
12	.2016E+04	.1284E+04	.7317E+03	.1390E+02	.5398E+04	.7504E+05	-.4703E+01	.9199E+01	.2500E+00	.3679E+02
13	.2041E+04	.1306E+04	.7343E+03	.1517E+02	.5398E+04	.8187E+05	-.4703E+01	.1046E+02	.2500E+00	.4186E+02
14	.2066E+04	.1327E+04	.7633E+03	.1649E+02	.5398E+04	.8902E+05	-.4703E+01	.1179E+02	.2500E+00	.4716E+02
15	.2091E+04	.1335E+04	.7551E+03	.1779E+02	.5248E+04	.9338E+05	-.4703E+01	.1309E+02	.2500E+00	.5236E+02
16	.2103E+04	.1342E+04	.7611E+03	.1911E+02	.5128E+04	.9798E+05	-.4703E+01	.1440E+02	.2500E+00	.5761E+02
17	.2103E+04	.1341E+04	.7626E+03	.2042E+02	.5128E+04	.1047E+06	-.4703E+01	.1572E+02	.2500E+00	.6287E+02
18	.2104E+04	.1340E+04	.7641E+03	.2174E+02	.5128E+04	.1115E+06	-.4703E+01	.1704E+02	.2500E+00	.6814E+02
19	.2104E+04	.1331E+04	.7735E+03	.2307E+02	.5068E+04	.1169E+06	-.4703E+01	.1837E+02	.2500E+00	.7348E+02
20	.2080E+04	.1320E+04	.7504E+03	.2437E+02	.5068E+04	.1235E+06	-.4703E+01	.1966E+02	.2500E+00	.7865E+02
21	.2068E+04	.1312E+04	.7535E+03	.2567E+02	.5068E+04	.1309E+06	-.4703E+01	.2097E+02	.2500E+00	.8386E+02
22	.2043E+04	.1265E+04	.7479E+03	.2696E+02	.5158E+04	.1330E+06	-.4703E+01	.2225E+02	.2500E+00	.8902E+02
23	.2007E+04	.1271E+04	.7361E+03	.2823E+02	.5068E+04	.1431E+06	-.4703E+01	.2352E+02	.2500E+00	.9410E+02
24	.1982E+04	.1246E+04	.7366E+03	.2950E+02	.5428E+04	.1601E+06	-.4703E+01	.2479E+02	.2500E+00	.9918E+02
25	.1921E+04	.1213E+04	.7080E+03	.3072E+02	.5428E+04	.1667E+06	-.4703E+01	.2601E+02	.2500E+00	.1041E+03
26	.1860E+04	.1173E+04	.6872E+03	.3190E+02	.5428E+04	.1732E+06	-.4703E+01	.2730E+02	.2500E+00	.1088E+03
27	.1799E+04	.1132E+04	.6656E+03	.3305E+02	.5428E+04	.1794E+06	-.4703E+01	.2856E+02	.2500E+00	.1134E+03
28	.1737E+04	.1084E+04	.6330E+03	.3418E+02	.5398E+04	.1937E+06	-.4703E+01	.2988E+02	.2500E+00	.1179E+03
29	.1664E+04	.1035E+04	.6284E+03	.3526E+02	.5038E+04	.2004E+06	-.4703E+01	.3066E+02	.2500E+00	.1222E+03
30	.1578E+04	.9792E+03	.5988E+03	.3629E+02	.6238E+04	.2264E+06	-.4703E+01	.3150E+02	.2500E+00	.1264E+03
31	.1480E+04	.9200E+03	.5538E+03	.3725E+02	.6238E+04	.2324E+06	-.4703E+01	.3255E+02	.2500E+00	.1302E+03
32	.1382E+04	.8390E+03	.5227E+03	.3816E+02	.6238E+04	.2380E+06	-.4703E+01	.3345E+02	.2500E+00	.1338E+03
33	.1283E+04	.7809E+03	.4935E+03	.3901E+02	.7018E+04	.2738E+06	-.4703E+01	.3431E+02	.2500E+00	.1372E+03
34	.1161E+04	.7071E+03	.4535E+03	.3979E+02	.7018E+04	.2793E+06	-.4703E+01	.3509E+02	.2500E+00	.1404E+03
35	.1038E+04	.6273E+03	.4105E+03	.4050E+02	.7018E+04	.2842E+06	-.4703E+01	.3580E+02	.2500E+00	.1432E+03
36	.9150E+03	.5475E+03	.3675E+03	.4114E+02	.7978E+04	.3282E+06	-.4703E+01	.3643E+02	.2500E+00	.1457E+03
37	.7676E+03	.4588E+03	.3078E+03	.4167E+02	.7978E+04	.3324E+06	-.4703E+01	.3693E+02	.2500E+00	.1479E+03
38	.6201E+03	.3643E+03	.2559E+03	.4211E+02	.7438E+04	.3132E+06	-.4703E+01	.3740E+02	.2500E+00	.1496E+03
39	.5256E+03	.2978E+03	.2278E+03	.4284E+02	.9576E+05	.4103E+07	-.4703E+01	.3814E+02	.2500E+00	.1526E+03
40	-.3021E+04	-.1902E+04	-.1119E+04	.4091E+02	.7522E+04	.2984E+06	-.4703E+01	.3621E+02	.2500E+00	.1448E+03
41	-.1657E+04	-.1003E+04	-.6511E+03	.3979E+02	.3512E+04	.1397E+06	-.4703E+01	.3308E+02	.2500E+00	.1403E+03
42	-.1645E+04	-.1010E+04	-.6551E+03	.3903E+02	.4022E+04	.1556E+06	-.4703E+01	.3389E+02	.2500E+00	.1380E+03
43	-.1646E+04	-.1017E+04	-.6291E+03	.3761E+02	.4022E+04	.1513E+06	-.4703E+01	.3280E+02	.2500E+00	.1316E+03
44	-.1646E+04	-.1015E+04	-.6306E+03	.3632E+02	.3572E+04	.1365E+06	-.4703E+01	.3182E+02	.2500E+00	.1273E+03
45	-.1634E+04	-.1011E+04	-.6198E+03	.3545E+02	.3992E+04	.1415E+06	-.4703E+01	.3075E+02	.2500E+00	.1230E+03
46	-.1634E+04	-.1029E+04	-.6063E+03	.3411E+02	.3992E+04	.1374E+06	-.4703E+01	.2970E+02	.2500E+00	.1188E+03
47	-.1635E+04	-.1028E+04	-.6071E+03	.3336E+02	.3632E+04	.1212E+06	-.4703E+01	.2884E+02	.2500E+00	.1146E+03
48	-.1623E+04	-.1034E+04	-.5885E+03	.3235E+02	.3962E+04	.1282E+06	-.4703E+01	.2761E+02	.2500E+00	.1106E+03
49	-.1623E+04	-.1033E+04	-.5900E+03	.3133E+02	.3962E+04	.1241E+06	-.4703E+01	.2633E+02	.2500E+00	.1065E+03
50	-.1623E+04	-.1032E+04	-.5915E+03	.3031E+02	.3962E+04	.1201E+06	-.4703E+01	.2511E+02	.2500E+00	.1024E+03
51	-.1624E+04	-.1038E+04	-.5852E+03	.2930E+02	.3962E+04	.1161E+06	-.4703E+01	.2400E+02	.2500E+00	.9830E+02
52	-.1624E+04	-.1037E+04	-.5867E+03	.2829E+02	.3962E+04	.1121E+06	-.4703E+01	.2339E+02	.2500E+00	.9434E+02
53	-.1624E+04	-.1039E+04	-.5828E+03	.2727E+02	.3962E+04	.1081E+06	-.4703E+01	.2257E+02	.2500E+00	.9028E+02
54	-.1624E+04	-.1035E+04	-.5897E+03	.2625E+02	.3962E+04	.1040E+06	-.4703E+01	.2155E+02	.2500E+00	.8622E+02

55	.1625E+01	-1.033E+01	-.5012E+03	.2524E+02	.3062E+01	.1000E+06	-.4703E+01	.2054E+02	.2500E+00	.8214E+02
56	-.1625E+01	-1.032E+01	-.5027E+03	.2422E+02	.3062E+01	.9595E+05	-.4703E+01	.1951E+02	.2500E+00	.7805E+02
57	-.1625E+01	-1.031E+01	-.5043E+03	.2319E+02	.3062E+01	.9180E+05	-.4703E+01	.1849E+02	.2500E+00	.7395E+02
58	-.1625E+01	-1.030E+01	-.5058E+03	.2216E+02	.3062E+01	.8782E+05	-.4703E+01	.1746E+02	.2500E+00	.6985E+02
59	-.1625E+01	-1.029E+01	-.5073E+03	.2113E+02	.3062E+01	.8374E+05	-.4703E+01	.1643E+02	.2500E+00	.6573E+02
60	-.1625E+01	-1.027E+01	-.5088E+03	.2010E+02	.3062E+01	.7965E+05	-.4703E+01	.1540E+02	.2500E+00	.6160E+02
61	-.1627E+01	-1.026E+01	-.6003E+03	.1907E+02	.3062E+01	.7551E+05	-.4703E+01	.1436E+02	.2500E+00	.5746E+02
62	-.1627E+01	-1.025E+01	-.6019E+03	.1803E+02	.3062E+01	.7143E+05	-.4703E+01	.1333E+02	.2500E+00	.5331E+02
63	-.1627E+01	-1.024E+01	-.6034E+03	.1699E+02	.3062E+01	.6731E+05	-.4703E+01	.1229E+02	.2500E+00	.4911E+02
64	-.1627E+01	-1.023E+01	-.6049E+03	.1595E+02	.3062E+01	.6319E+05	-.4703E+01	.1125E+02	.2500E+00	.4497E+02
65	-.1640E+01	-1.021E+01	-.6187E+03	.1488E+02	.3062E+01	.5940E+05	-.4703E+01	.1018E+02	.2500E+00	.4071E+02
66	-.1640E+01	-1.020E+01	-.6202E+03	.1381E+02	.3062E+01	.5513E+05	-.4703E+01	.9107E+01	.2500E+00	.3643E+02
67	-.1641E+01	-1.019E+01	-.6218E+03	.1274E+02	.3062E+01	.5085E+05	-.4703E+01	.8035E+01	.2500E+00	.3214E+02
68	-.1641E+01	-1.018E+01	-.6233E+03	.1168E+02	.3062E+01	.4658E+05	-.4703E+01	.6930E+01	.2500E+00	.2784E+02
69	-.1641E+01	-1.016E+01	-.6248E+03	.1059E+02	.3062E+01	.4231E+05	-.4703E+01	.5833E+01	.2500E+00	.2353E+02
70	-.1642E+01	-1.023E+01	-.6185E+03	.9520E+01	.3062E+01	.3800E+05	-.4703E+01	.4817E+01	.2500E+00	.1927E+02
71	-.1642E+01	-1.022E+01	-.6200E+03	.8451E+01	.3062E+01	.3374E+05	-.4703E+01	.3748E+01	.2500E+00	.1499E+02
72	-.1642E+01	-1.021E+01	-.6215E+03	.7379E+01	.3062E+01	.2946E+05	-.4703E+01	.2676E+01	.2500E+00	.1071E+02
73	-.1642E+01	-1.019E+01	-.6230E+03	.6305E+01	.3062E+01	.2517E+05	-.4703E+01	.1602E+01	.2500E+00	.6409E+01
74	-.1643E+01	-1.018E+01	-.6245E+03	.5229E+01	.3062E+01	.2087E+05	-.4703E+01	.5254E+00	.2500E+00	.2102E+01
75	-.1643E+01	-1.025E+01	-.6182E+03	.4163E+01	.3062E+01	.1662E+05	-.4703E+01	-.5404E+00	.2500E+00	-.2162E+01
76	-.1643E+01	-1.024E+01	-.6197E+03	.3094E+01	.3062E+01	.1235E+05	-.4703E+01	-.1609E+01	.2500E+00	-.6435E+01
77	-.1644E+01	-1.022E+01	-.6212E+03	.2023E+01	.3062E+01	.8077E+04	-.4703E+01	-.2880E+01	.2500E+00	-.1072E+02
78	-.3137E+01	-.1964E+01	-.1173E+04	.9136E-13	.1388E+06	.1250E-07	-.4703E+01	-.4703E+01	.2500E+00	-.1881E+02

내력에 의한 모멘트 = 외력에 의한 모멘트
구체적으로 나타내면 다음과 같다.

$$12809000 + 2A_0q_o = 1393300 \quad (23)$$

$$\therefore q_o = -4.7 \text{ kg/cm}$$

따라서, 이것으로부터 외판(web)에 작용하는 shear flow를 구했으며 여기에, 외판두께 $t=2.5 \text{ mm}$ 로 나누면 외판에 작용하는 전단응력을 Table.1에 나타낸 바와 같이 구할 수 있다.

또한, 여기서 해면익의 프레임과 stringer로 둘러싸인 panel의 크기는 300×500 이다. 따라서, Wig의 외판의 전단좌굴을 다음 공식으로부터 구할 수 있다.

$$\tau_{cr} = k_s \frac{\pi^2 D}{b^2 t} \quad (24)$$

여기서,

$$k_s = 5.34 + 4 \left(\frac{b}{a} \right)^2 \quad (25)$$

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \quad (26)$$

알루미늄합금 2024-T351의 재료성질은 다음과 같다.

$$E = 7523 \text{ kg/mm}^2 \quad \nu = 0.33$$

그러므로, 전단좌굴은 327 kg/cm^2 이다.

따라서, 본 해석에 사용된 WIG선의 해면익의 외판은 전단좌굴이 발생하지 않음을 알 수 있다.

5. 결론

표면효과익선(WIG)의 동체와 표면익을 Stringer와 Web으로 이루어진 두께가 얇은 폐단면으로 간주하여 전단흐름(Shear flow)을 구함으로써 표면효과익선의 구조강도해석을

간단하게 수행 할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 기존의 해석적인 방법을 기본적인 사항부터 정리하고 표면효과익선에 가까운 구조물을 대상으로 전단흐름(Shear flow)를 구하였다. 그리고 표면효과익선을 모델링하여 표면효과익단면에 대하여 전단응력해석을 수행하여 표면효과익선의 동체에 전단에 의한 좌굴발생 여부를 검토하여 신뢰할 만 한 결과를 얻었다.

참고문헌

- [1] “ 항공기 구조해석 및 실험 기법연구 ”. 한국항공 우주 연구소, 1993.
- [2] “ 항공기 구조해석 및 실험 기법연구(2) ”, 한국항공우주 연구소, 1993.
- [3] “ 항공기 설계/제작 전산화 연구(1) ”, 한국항공우주연구소, 1993.
- [4] “ 항공기 설계/제작 전산화 연구(2) ”, 한국항공우주연구소, 1993.
- [5] “ 복합재 항공기 날개구조의 설계 및 제작기술개발(1), 한국항공우주연구소, 1995.
- [6] “ Volga-2의 구조특성 검토 ”, 한진중공업, 1996.
- [7] Niu, M. C. Y, “Airframe Structure Design”, Cornmill Press Ltd, 1989.
- [8] Orlando, J. I. and Meyers, J. F, “Analysis and Design og Missile Structure”, S.R Jacobs & Association, 1973.
- [9] Megson, T.H.G. “Aircraft Structure for Engineering Students”, Edward Arnold, 1979.
- [10] Rivello, R. M. “Theory and Analysis of Flight Structure”, McGraw - Hill, 1969.
- [11] Peery, D. J. and Azar, J. J, “Aircraft Structure” , McGraw-Hill, 1982.
- [12] 矢尾哲也 “構造強度學(構造設計)”, 廣島大學,