

자율비행 개인항공기용 주익 조립체 등가모델 동특성 해석

김현기^{1,†} · 김성준¹

¹한국항공우주연구원

Equivalent Model Dynamic Analysis of Main Wing Assembly for Optionally Piloted Personal Air Vehicle

Hyun-gi Kim^{1,†}, Sung Jun Kim¹

¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

In this study, as part of the development of an autonomous flying personal aircraft, an equivalent model of the main wing assembly of an Optionally Piloted Personal Air Vehicle (OPPAV) was developed. Reliability of the developed equivalent model was verified by eigenvalue analysis. The main wing assembly consisted of a main wing, an inboard pod, and an outboard pod. First, for developing an equivalent model of each component, components to produce the equivalent model were divided into several sections. Nodes were then created on the axis of the equivalent model at both ends of each section. In addition, static analysis with unit force and unit moment was performed to calculate the deformation or the amount of rotation at the node to be used in the equivalent model. Equivalent axial, bending, and torsional stiffness of each section were calculated by applying the beam theory. Once the equivalent stiffness of each section was calculated, information of a mass and moment of inertia for each section was entered by creating a lumped mass in the center of each section. An equivalent model was developed using beam element. Finally, the reliability of the developed equivalent model was verified by comparison with results of mode analysis of the fine model.

초 록

본 연구에서는 신개념 항공교통수단으로 활용될 자율비행 개인항공기 개발의 일환으로 자율비행 개인항공기 주익조립체의 등가모델을 생성한 후 고유모드 해석을 통해 생성된 등가모델의 신뢰성을 검증하였다. 주익조립체는 주익, 안쪽파드, 바깥쪽 파드로 구성되어 있다. 먼저, 각 부품의 등가모델을 생성하기 위해서 해당 부품을 몇 개의 구역으로 분할하고, 각 구역의 양 끝단에 등가모델 축상에 놓이는 절점들을 생성하였다. 그리고, 단위하중과 단위모멘트를 부과한 정적해석을 통해 변형량 또는 회전량을 계산하고, 빔 이론식을 적용하여 각 부품들의 등가 축강성, 굽힘강성, 비틀림강성을 계산하였다. 그리고, 각 구역 중앙에 집중질량을 생성하여 질량과 관성모멘트 정보를 입력하고, 빔 요소를 사용하여 등가모델을 생성하였다. 최종적으로 상세모델의 모드해석 결과와의 비교를 통해 생성된 등가모델의 신뢰성을 확인하였다.

Key Words : Eigenvalue Analysis(고유치해석), Equivalent Model(등가모델), Main Wing Assembly(주익조립체), Optionally Piloted Personal Air Vehicle(자율비행 개인항공기)

1. 서 론

항공기의 동특성 해석에 사용되는 등가모델(equivalent model)은 최소한의 절점과 요소로 구성되면서도 해당 구성품의 주요 동특성을 정확하게

모사할 수 있어야 하고, 항공기 모델과 결합되어서는 항공기에서의 동적 거동을 정확하게 모사할 수 있어야 한다. 또한, 항공기의 외부 장착물은 항공기의 비행 안정성을 저하시키거나 비행성능을 감소시킬 수 있고, 구조물 파손으로 인해 항공기의 생존성에 심각한 영향을 미칠 수 있다. 이런 이유로 외부 장착물을 반영한 항공기 동특성 해석 연구가 다양하게 수행되어 왔다[1-6].

본 연구에서는 Fig. 1에 나타낸 자율비행

개인항공기(OPPAV; Optionally Piloted Personal Air Vehicle) 주익조립체의 등가모델을 구축하였다. 빔 이론을 적용하여 OPNAV 주익조립체의 등가강성을 계산한 후, MSC Patran/Nastran (2017)을 사용하여 각 부품들의 등가모델들을 구축하였다. 그리고, 유한요소 상세모델(fine model)에서 계산된 주요 모드와의 비교를 통해 각 부품들의 등가모델 적합성을 확인하였다. 적합성이 확인된 각 부품별 등가모델들은 MPC(multi-point constraints)로 연결되어 OPNAV 주익조립체를 모사하는 등가모델 조립체가 생성된다. 생성된 등가모델 조립체가 항공기 동특성 해석용으로 사용되기 위해서는 저차의 주요 모드를 잘 모사할 수 있어야 한다. 이를 검증하기 위해 생성된 등가모델 조립체의 모달해석을 수행하여 주요 저차 모드들이 잘 표현되는지 확인하였고, 최종적으로, 상세모델 조립체와 등가모델 조립체 간 모드들의 오차 비교를 통해 구축한 스틱모델 조립체가 항공기 동특성 해석용으로 사용하기 위한 신뢰성을 확보하고 있음을 확인하였다.



Fig. 1 Configuration of OPNAV

2. 본 론

2.1 OPNAV 주익조립체 유한요소 모델

Figure 2는 OPNAV 주익조립체의 유한요소 모델이다. 주익조립체는 주익, 안쪽 파드, 바깥쪽 파드로 구성되어 있다. 유한요소를 구성하는 각 구성품의 절점갯수와 요소수는 Table 1과 같다. 안쪽 파드와 바깥쪽 파드의 전·후방에는 프로펠러가 장착되고, 파드와 주익간의 체결은 RBE2로 연결하여 볼트체결을 모사하였다.

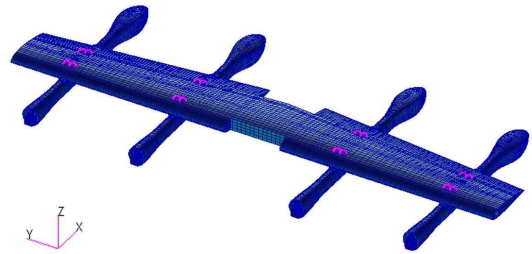


Fig. 2 Finite Element Model of OPNAV Main Wing Assembly

Table 1 Number of Node and Element of OPNAV Main Wing Assembly

Component	Number of Node	Number of Element
Assembly	34,621	38,664
Main wing	9,870	13,094
Inboard Pod	14,648	13,214
Outboard Pod	11,294	12,340

2.2 등가모델 생성

Figure 3은 전체적인 등가모델 구축 과정을 네 단계로 구분하여 보여주고 있다. 먼저, Figure 2의 주익조립체를 각 부품별로 분리한 후, 단위하중에 의한 정적해석을 통해 각 부품의 등가강성을 계산하여 등가모델을 생성한다. 그리고, 상세모델의 모드해석 결과와 비교하여 구축한 등가모델의 적합성을 확인하게 된다.

Figure 4에서 Fig. 6은 각 부품의 등가모델에 사용된 절점과 요소들을 보여주고 있다. 빔 요소를 사용하여 절점을 연결하였으며, 질량효과를 반영하기 위해 0D 요소를 사용하여 각 구역의 질량과 관성모멘트(moment of inertia, 이하 MOI) 정보를 입력하였다. 각 부품에서 구역별 질량과 관성모멘트가 Table 2-4에 주어져 있다.

각 부품의 등가모델 생성을 위해서는 등가 축강성(EA), 등가 굽힘강성(EI), 등가 비틀림강성(GJ)를 계산해야 한다. 이를 위해 간단한 빔 이론을 사용하여 대략적인 등가강성값들을 계산한 후 초기 등가모델을 생성한다. 여기서, E는 탄성계수, G는 전단계수, I는 단면 2차모멘트, J는 비틀림상수, A는 단면적을 의미한다.

Figure 7에서 Fig. 9는 주익과 파드의 등가강성을 계산하기 위해 주익과 파드를 외팔보로 가정하고 경계조건과 하중을 부과하여 구조해석을 수행하는

형상을 보여주고 있다. 예를 들어, 주익의 경우에는 날개 Root를 고정시키고, F_y , M_x , M_z , M_y 방향으로 단위하중을 가하여 EA , EI_{xx} , EI_{yy} , GJ 를 계산한다.

Figure 7은 주익의 EI_{xx} 을 계산하기 위해 M_x 방향으로 단위모멘트를 부가하여 구조해석을 수행하는 형상이고, Fig. 8과 9는 안쪽파드와 바깥쪽 파드에서 EI_{zz} , EI_{yy} 를 계산하기 위한 구조해석 형상이다. 해석상의 편의를 위해 파드 중앙부에 고정 경계조건을 부과하여 Section 1-4, Section 5-8에 대해 등가강성을 각각 계산하였다. Table 5에서 Table 7은 주익, 안쪽 파드 그리고 바깥쪽 파드의 등가모델 절점들에서 계산된 변형과 회전량이다. 이 결과들을 Eq. (1)에 나타낸 빔 이론식에 대입하여 계산한 등가강성이 Table 8-10에 주어져 있다.

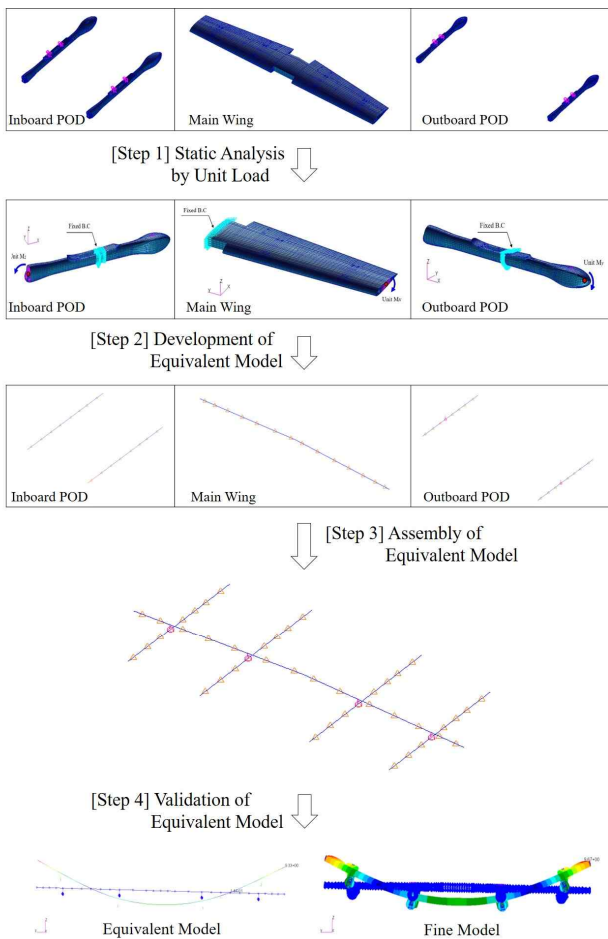


Fig. 3 Procedure for Development of Equivalent Model and Its Validation

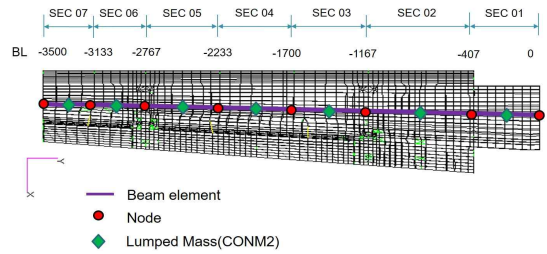


Fig. 4 Equivalent Model of Main Wing

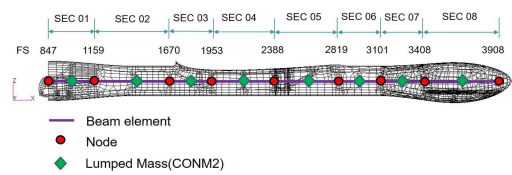


Fig. 5 Equivalent Model of Inboard POD

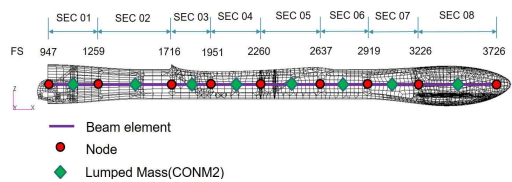


Fig. 6 Equivalent Model of Outboard POD

Table 2 Mass and MOI of Main Wing

Section No.	Mass (kg)	$I_{xx}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^5$)	$I_{yy}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^5$)	$I_{zz}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^5$)
1	2.03	0.37	1.75	1.94
2	4.64	2.55	4.89	7.13
3	2.79	0.81	2.37	3.02
4	2.19	0.58	1.63	2.09
5	2.33	0.65	1.44	1.99
6	1.39	0.21	0.81	0.96
7	1.55	0.24	0.72	0.90

Table 3 Mass and MOI of Inboard POD

Section No.	Mass (kg)	$I_{xx}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^4$)	$I_{yy}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^4$)	$I_{zz}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^4$)
1	1.12	0.87	1.54	1.50
2	0.61	0.47	1.71	1.70
3	0.49	0.34	0.53	0.55
4	0.52	0.39	1.10	1.16
5	0.71	0.52	1.49	1.49
6	0.33	0.24	0.40	0.40
7	0.42	0.41	0.65	0.64
8	0.85	1.17	2.56	2.76

Table 4 Mass and MOI of Outboard POD

Section No.	Mass (kg)	$I_{xx}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^4$)	$I_{yy}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^4$)	$I_{zz}(\text{kg}\cdot\text{mm}^2)$ ($\times 10^4$)
1	1.12	0.87	1.54	1.50
2	0.55	0.43	1.31	1.30
3	0.45	0.32	0.39	0.39
4	0.42	0.31	0.55	0.57
5	0.65	0.48	1.09	1.06
6	0.33	0.23	0.39	0.39
7	0.41	0.40	0.65	0.64
8	0.85	1.17	2.56	2.76

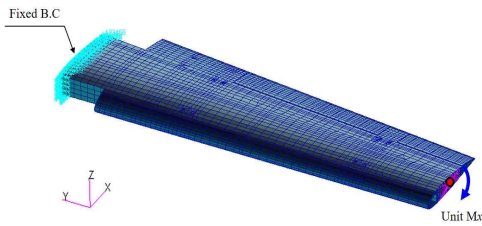


Fig. 7 Static Analysis by Unit Load for EI_{xx} in Main Wing

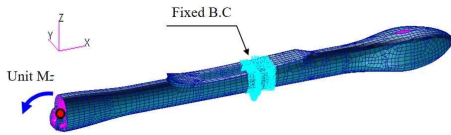


Fig. 8 Static Analysis by Unit Load for EI_{zz} in Inboard POD

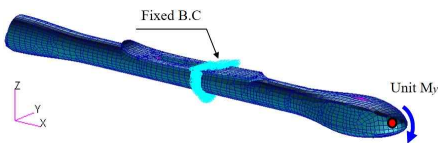


Fig. 9 Static Analysis by Unit Load for EI_{yy} in Outboard POD

Table 5 Displacement and Rotation at Nodes of Each Section Main Wing

Node No.	BL (mm)	$U_y(\text{mm})$ ($\times 10^{-5}$)	$\theta_x(\text{rad})$ ($\times 10^{-8}$)	$\theta_z(\text{rad})$ ($\times 10^{-10}$)	$\theta_y(\text{rad})$ ($\times 10^{-8}$)
2500001	0	0	0	0	0
2500002	-407	-0.231	0.0547	0.286	0.031
2500003	-1,167	-0.746	0.184	0.889	0.225
2500004	-1,700	-1.212	0.315	1.630	0.422
2500005	-2,233	-1.721	0.468	2.567	0.682
2500006	-2,767	-2.279	0.650	3.835	1.049
2500007	-3,133	-2.720	0.820	4.832	1.731
2500008	-3,500	-3.253	1.054	6.455	2.503

Table 6 Displacement and Rotation at Nodes of Each Section in Inboard POD

Node No.	FS (mm)	$U_x(\text{mm})$ ($\times 10^{-5}$)	$\theta_y(\text{rad})$ ($\times 10^{-8}$)	$\theta_z(\text{rad})$ ($\times 10^{-8}$)	$\theta_x(\text{rad})$ ($\times 10^{-8}$)
26000012	847	-10.3	-1.35	2.51	3.38
26000002	1,159	-3.61	-0.92	0.73	2.97
26000004	1,670	-1.98	-0.56	0.44	2.30
26000006	1,953	-1.26	-0.36	0.28	1.85
26000007	2,388	0.00	0.00	0.00	0.00
26000009	2,819	1.23	0.28	0.30	-0.71
26000010	3,101	2.01	0.44	0.50	-1.13
26000011	3,408	3.27	0.63	0.69	-1.53
26000013	3,908	4.28	0.85	0.78	-1.75

Table 7 Displacement and Rotation at Nodes of Each Section in Outboard POD

Node No.	FS (mm)	$U_x(\text{mm})$ ($\times 10^{-5}$)	$\theta_y(\text{rad})$ ($\times 10^{-9}$)	$\theta_z(\text{rad})$ ($\times 10^{-9}$)	$\theta_x(\text{rad})$ ($\times 10^{-9}$)
27000001	947	-7.15	-8.30	47.07	29.81
27000002	1,259	-2.90	-7.05	7.09	27.28
27000003	1,716	-1.52	-4.09	3.63	20.84
27000004	1,951	-0.89	-2.08	2.00	11.40
27000005	2,260	0.00	0.00	0.00	0.00
27000006	2,637	1.18	2.16	2.38	-7.91
27000007	2,919	2.16	4.20	4.66	-12.26
27000008	3,226	3.33	6.12	6.73	-16.63
27000009	3,726	4.11	7.97	7.59	-18.36

$$\begin{aligned}
 (EA)_{ab} &= \frac{1}{(U_x)_b - (U_x)_a} \int_a^b F_x ds \\
 (EI_{yy})_{ab} &= \frac{1}{(\theta_y)_b - (\theta_y)_a} \int_a^b M_y ds \\
 (EI_{zz})_{ab} &= \frac{1}{(\theta_z)_b - (\theta_z)_a} \int_a^b M_z ds \\
 (GJ)_{ab} &= \frac{1}{(\theta_x)_b - (\theta_x)_a} \int_a^b M_x ds
 \end{aligned} \tag{1}$$

Table 8 Equivalent Stiffness of Main Wing

Section No.	Length (mm)	EA (N)	EI_{xx} ($\text{N}\cdot\text{mm}^2$)	EI_{zz} ($\text{N}\cdot\text{mm}^2$)	GJ ($\text{N}\cdot\text{mm}$)
1	407.0	1.77×10^8	7.44×10^{11}	1.43×10^{13}	1.33×10^{12}
2	760.0	1.47×10^8	5.88×10^{11}	1.26×10^{13}	3.9×10^{11}
3	533.0	1.14×10^8	4.07×10^{11}	7.2×10^{12}	2.7×10^{11}
4	533.0	1.05×10^8	3.49×10^{11}	5.7×10^{12}	2.1×10^{11}
5	534.0	9.56×10^7	2.94×10^{11}	4.2×10^{12}	1.5×10^{11}
6	366.0	8.30×10^7	2.14×10^{11}	3.7×10^{12}	5.4×10^{10}
7	367.0	6.89×10^7	1.57×10^{11}	2.7×10^{12}	4.8×10^{10}

Table 9 Equivalent Stiffness of Inboard POD

Section No.	Length (mm)	EA (N)	EI_{yy} ($N \cdot mm^2$)	EI_{zz} ($N \cdot mm^2$)	GJ ($N \cdot mm$)
1	312.0	4.67×10^6	7.26×10^{10}	1.76×10^{10}	7.63×10^{10}
2	511.0	3.13×10^7	1.42×10^{11}	1.73×10^{11}	7.64×10^{10}
3	283.0	3.91×10^7	1.37×10^{11}	1.75×10^{11}	6.27×10^{10}
4	435.0	3.47×10^7	1.22×10^{11}	1.57×10^{11}	2.36×10^{10}
5	431.0	3.51×10^7	1.55×10^{11}	1.43×10^{11}	6.10×10^{10}
6	282.0	3.63×10^7	1.76×10^{11}	1.41×10^{11}	6.70×10^{10}
7	307.0	2.44×10^7	1.64×10^{11}	1.67×10^{11}	7.57×10^{10}
8	500.0	4.96×10^7	2.25×10^{11}	5.24×10^{11}	2.34×10^{11}

Table 10 Equivalent Stiffness of Outboard POD

Section No.	Length (mm)	EA (N)	EI_{yy} ($N \cdot mm^2$)	EI_{zz} ($N \cdot mm^2$)	GJ ($N \cdot mm$)
1	312.0	7.34×10^6	2.49×10^{11}	7.80×10^9	1.23×10^{11}
2	457.0	3.31×10^7	1.55×10^{11}	1.32×10^{11}	7.10×10^{10}
3	235.0	3.69×10^7	1.17×10^{11}	1.45×10^{11}	2.49×10^{10}
4	309.0	3.49×10^7	1.49×10^{11}	1.54×10^{11}	2.71×10^{10}
5	377.0	3.18×10^7	1.75×10^{11}	1.58×10^{11}	4.76×10^{10}
6	282.0	2.90×10^7	1.38×10^{11}	1.24×10^{11}	6.49×10^{10}
7	307.0	2.62×10^7	1.60×10^{11}	1.48×10^{11}	7.02×10^{10}
8	500.0	6.38×10^7	2.71×10^{11}	5.83×10^{11}	2.90×10^{11}

2.3 등가모델 적합성 점검

Figure 10에서 Fig. 12는 2.2절에서 계산된 등가강성과 집중질량 정보를 반영하여 생성한 주익, 안쪽 파드, 바깥쪽 파드의 등가모델들이다. 생성된 등가모델들의 적합성 점검은 모달해석을 통해 수행되었다. Table 11에서 Table 13은 등가모델의 모달해석 결과와 상세모델의 모달해석 비교 결과이다. 초기에 계산된 등가강성을 적용하여 등가모델을 생성하고 모달해석을 수행하게 되면 상세모델 해석 결과와 차이를 보이게 된다. 따라서, 등가모델에서 반드시 구현되어야 하는 중요 모드에 대해서는 등가강성 튜닝을 통해 상세모델의 모드결과와 비교하면서 원하는 수준의 오차로 맞추어 나가는 작업을 수행해야 한다.

본 연구에서는 주요 거동에 영향이 큰 것으로 판단되는 1차와 2차 모드 결과를 참고하여 등가강성에 대한 튜닝을 수행하였다.

Table 11에서 주익은 1차와 2차 모드로 굽힘모드가 나타나고 있고 오차는 2차 모드에서 2% 수준으로

파악되었다. 그런데, 주익의 경우는 1차와 2차 모드 사이에 주파수 차이가 크게 나타나고 있는데, 이것은 1차와 2차 모드 사이에 다양한 조정면 모드가 발생하는 것이 원인인 것으로 파악된다. 참고로, 항공기 운용에서 외부장착물의 응답은 1차 모드가 지배적이라는 것은 steinberg의 연구결과에 의해 알려져 왔다[7]. 따라서, 현재 상태에서 주익의 1차 모드는 등가모델에서 잘 모사되고 있는 것으로 파악되므로 주익에 대해서는 초기의 등가강성을 그대로 적용하였다.

Table 12와 Table 13에 나타난 파드의 모드 비교결과에서 안쪽 파드에 대해서는 1차 모드에 영향을 주는 EI_{yy} 를 3.0% 감소시켰고, 2차 모드에 영향을 주는 EI_{zz} 는 6% 감소시켰다. 바깥쪽 파드에 대해서는 1차 모드에 영향을 주는 EI_{zz} 는 2.5% 증가시켰고, 2차 모드에 영향을 주는 EI_{yy} 는 2.0% 증가시켰다.

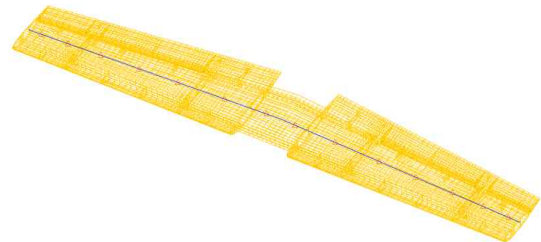
**Fig. 10** Equivalent Model of Main Wing**Fig. 11** Equivalent Model of Inboard POD**Fig. 12** Equivalent Model of Outboard POD

Table 11 Validation of Equivalent Model by Modal Analysis in Main Wing

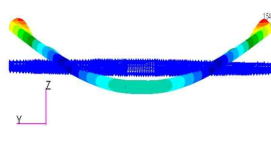
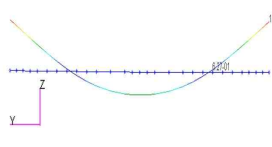
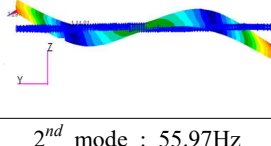
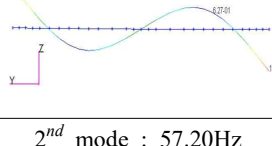
	
1 st mode : 24.48Hz	1 st mode : 24.47Hz
	
2 nd mode : 55.97Hz	2 nd mode : 57.20Hz

Table 12 Validation of Equivalent Model by Modal Analysis in Inboard POD

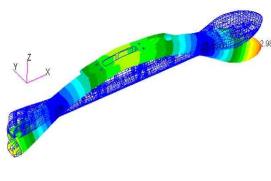
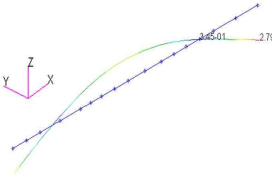
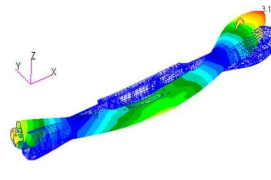
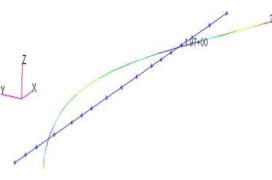
	
1 st mode : 98.0Hz	1 st mode : 99.87Hz
	
2 nd mode : 102.2Hz	2 nd mode : 105.36Hz

Table 13 Validation of Equivalent Model by Modal Analysis in Outboard POD

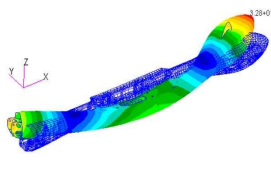
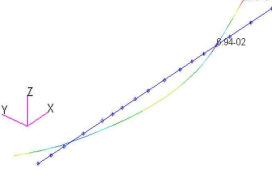
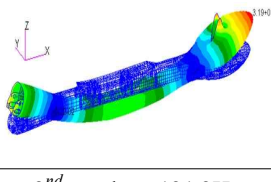
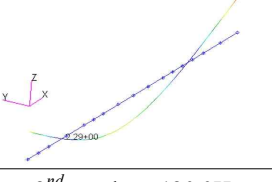
	
1 st mode : 120.8Hz	1 st mode : 119.8Hz
	
2 nd mode : 121.2Hz	2 nd mode : 120.0Hz

Table 14는 튜닝한 수치를 반영한 안쪽파드와 바깥쪽 파드의 등가모델에 대한 모달해석 결과이다. 결과로부터, 상세모델 대비 1.0% 이내의 오차를 갖도록 튜닝되었고, 모드출현 순서도 일치하는 것으로 파악되어 부품에 대한 등가강성 튜닝이 적절히 수행된 것으로 파악된다. Table 14에서 F.M은 상세모델, E.M은 등가모델을 의미한다.

Table 14 Tuning Results of Inboard POD and Outboard POD

Mode No.	Inboard POD			Outboard POD		
	F.M	E.M	Error (%)	F.M	E.M	Error (%)
1	98.0	98.5	0.45	120.8	120.2	0.50
2	102.2	102.1	0.12	121.2	121.2	0.00

2.4 등가모델 조립체 생성

Figure 13은 2.3절에서 생성한 주익과 안쪽·바깥쪽 파드의 등가모델들을 RBE2를 사용하여 체결한 등가모델 조립체 형상이다.

Table 15는 등가모델 조립체와 상세모델의 모달해석 비교 결과이다. 상세모델에서 1차 모드는 굽힘모드가 나타나고 있으며 19.1 Hz의 고유주파수를 갖는 것으로 파악되었다. 2차 모드는 비틀림 모드이며 고유주파수는 20.2 Hz, 3차 모드도 비틀림 모드인데, 고유주파수 30.78 Hz로 계산되었다. 등가모델 조립체에서도 1차-3차 주파수에서 상세모델과 동일한 모드 순서(굽힘, 비틀림, 비틀림 모드)로 나타나는 것이 확인되었다. 또한, Table 16에서 상세모델 대비 등가모델 조립체가 갖는 오차는 1%-3% 수준으로 계산되었다. 이 결과는 등가모델 조립체의 모델 설정과 각 부품들의 등가강성이 적절하게 계산되었고, 생성된 등가모델 조립체가 항공기 동특성 해석용으로 사용되기 위해 충분한 신뢰성을 확보하고 있음을 의미한다.

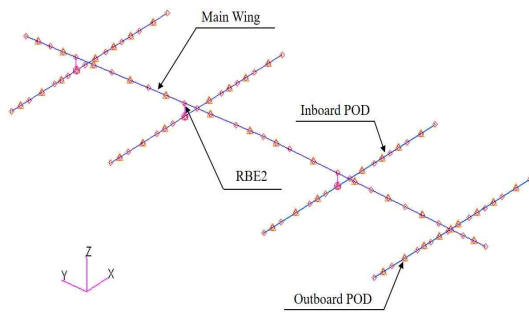


Fig. 13 Equivalent Model Assembly of OPPAV Main Wing

Table 15 Validation of Equivalent Model of Main Wing Assembly

Mode No.	Equivalent Model	Fine Model
1	 19.45Hz	 19.1Hz
2	 20.93Hz	 20.2Hz
3	 30.32Hz	 30.78Hz

Table 16 Error by Comparison of Modes between Fine Model and Equivalent Model

Mode No.	Mode	Equivalent Model	Fine Model	Error (%)
		Freq.(Hz)	Freq.(Hz)	
1	bending	19.45	19.10	2.1
2	torsion	20.93	20.20	3.4
3	torsion	30.32	30.78	1.6

3. 결 론

본 연구에서는 동특성 해석을 위한 자율비행

개인항공기의 주익조립체 등가모델을 생성하고, 상세모델에서 계산된 모드순서와 고유주파수 비교를 통해 생성된 등가모델 조립체의 적합성을 확인하였다. 주익조립체를 구성하기 전에 각 부품들의 등가모델이 기본 모드들을 잘 표현하는지 모달해석을 통해 확인하였고 필요시 튜닝을 수행하여 저차 모드가 2% 이하의 오차를 갖도록 하였다. 최종적으로, 주익과 파드를 RBE2로 체결하여 주익조립체 등가모델을 구성하였다. 그리고, 상세모델과 등가모델 조립체 간 모드들의 오차 비교를 통해 구축된 등가모델 조립체가 항공기 동특성 해석용으로 사용하기 위한 신뢰성을 갖고 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국토교통부 연구개발사업의 연구비 지원(20ACTO-B151661-02)에 의해 수행되었습니다.

References

- [1] Xing Ouyang, Xiongqing Yu, Yu Wang, “Flutter analysis for wing structure using finite element modeling with equivalent stiffness”, *Journal of Vibroengineering*, vol. 16, no. 3, pp. 1483-1493, 2014.
- [2] Ugur Hayirli, Altan Kayran, “Stick Model Development of Aircraft Structures for Dynamic Analysis”, *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference*, Grapevine Texas, AIAA 2017-0407, 9-13 January 2017.
- [3] Mostafa S.A. Elsayed, Ramin Sedaghati, Mohammed Abdo, “Accurate Stick Model Development for Static Analysis of Complex Aircraft Wing-Box Structures”, *AIAA Journal*, vol. 47, no. 9, pp. 2063-2075, 2009.
- [4] Ji-Hoon Han, “Flutter analysis of aircraft wing using equivalent structural model”, Korea Advanced Institute of Science and Technology, master thesis, 1999.

- [5] Dong-Hyun Kim, Ji-Hoon Han, In Lee, Seung-Ho Kim, “Transonic Flutter Analysis of Aircraft Wing Using Equivalent Structural Model”, *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 27, no. 1, pp. 20-30, 1999.
- [6] Hyun-gi Kim, Sung Chan Kim, Sung Hwan Park, Hyun-Kyung Choi, Seung Ho Hong, Byung Kun Ha, “Dynamic Analysis of External Fuel Tank and Pylon Using Stick Model”, *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 14, no. 1, pp. 21-27, 2020.
- [7] Steinberg. D.S., “Vibration Analysis for Electronic Equipment”, John Wiley & Sons Inc., New York, 2000.