

대체 비상탈출 조건을 고려한 초음속 전투기용 캐노피 작동부 구조해석

Multi-body Dynamic Structural Dynamic Analysis of a Canopy System for
Supersonic Fighter Considering Backup Emergency Egress Conditions

김 동 만*
Dong-Man, Kim

김 영 우**
Young-Woo, Kim

김 동 현*
Dong-Hyun, Kim

양 건 명***
Jian-Ming, Yang

ABSTRACT

In this study, analysis of structural design criteria for the canopy actuating device has been conducted considering the aerodynamic breakaway capabilities of jettisonable canopy system. Unsteady aerodynamic loads for the opened canopy configuration at passively controlled jettison mode were computed using CFD method. The general purpose multi-body finite element code, SAMCEF Mecano, is used in the implemented analyses for the passive jettison condition. The recommended altitude and speed of aircraft was suggested as design criteria of aerodynamic breakaway capability of jettisonable canopy system as a backup egress method when normal canopy jettison sequence malfunctioned. Aerodynamic breakaway condition of jettisonable canopy was also simulated and the fracture load conditions of canopy actuator were investigated.

주요기술용어(주제어) : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Canopy System(캐노피 시스템),
Finite Element Method(유한요소법), Backup Emergency Egress(대체 비상탈출),
Nonlinear Multi-body Dynamics(비선형 다물체 동역학)

1. 서론

1990년대를 지나 2000년대에 들어선 오늘날 한국

에서도 초음속 군용 항공기를 자체 개발하여 운용하는 시대를 맞이하는 도약의 시기가 되었다. 현재 국내 항공산업에서는 최초 면허생산을 시작으로 기본 훈련기 독자생산을 거쳐 초음속 고등 훈련기 개발을 통해 설계능력 및 시험평가 기술을 다져왔으며, 부수적인 설계 분야요소까지 전문적인 해석기술 개발을 확장하고 있다.

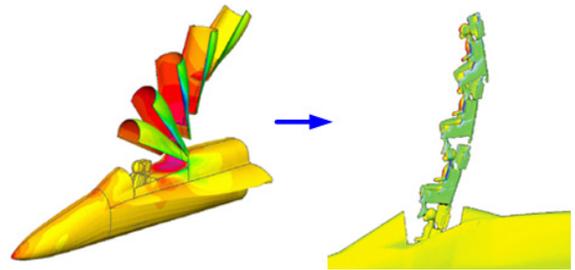
전투기에서 캐노피(canopy)는 항공기 운항 중 외부로부터 조종사를 보호하는 역할을 하고 있는 중요 부분으로서 유사시 조종사의 생존성을 높이기 위해

† 2007년 7월 23일 접수~2007년 10월 18일 게재승인
* 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품기술연구소
** 한국항공우주산업(KAI)
*** 국립경상대학교 기계항공공학부 및 Department of Mechanical Engineering of Huaihai Institute of Technology
주저자 이메일 : dhk@gnu.ac.kr

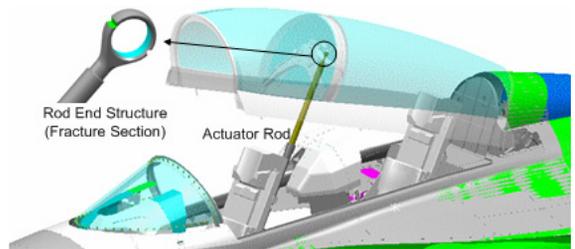
여러 가지 설계요구 조건을 만족하여야 한다. 그 중 비상탈출 시스템은 조종사의 생명과 직접적으로 연관되어 있기 때문에 이 또한 Fail-Safe 설계개념으로 작동상의 충분한 안전장치가 확보되어 있어야 한다. 전투기의 전형적인 2가지 비상탈출시스템은 고정 캐노피 관통탈출(Emergency Egress through the Canopy) 방식과 캐노피 사출 후 탈출하는(Emergency Egress with Jettisonable Canopy) 방식이 있다(그림 1).

이러한 방식들 중 캐노피 사출 후 조종석이 연계되어 사출되는 방식은 1차적인 비상탈출 시스템에 오류가 발생하는 경우에 대비하여 수동 조작을 통해 이를 대체할 수 있는 비상탈출 과정을 수행할 수 있어야 한다. 캐노피와 좌석이 연계되어 사출되는 방법의 경우 조종사가 비상탈출을 위하여 레버를 당기면 캐노피에 장착되어 있는 소형 폭발물의 폭발 반작용으로 캐노피가 동체로부터 자동적으로 떨어져 나가게 되고, 캐노피에 연결된 작동 케이블이 조종석 사출시스템을 작동하도록 설계되어 있다. 하지만, 캐노피 사출용 폭발 작동장치에 문제가 발생된 경우에는 조종석 사출용 케이블이 작동되지 않기 때문에 자동 탈출이 불가능하며 이를 대비한 대체 탈출대책이 필요하다.

전형적으로 적용되는 대체 비상탈출 방식 중 하나는 조종사가 수동 작동으로 캐노피를 일정 각도이상 전개한 후 그림 2와 같이 비행 속도에 의한 풍하중으로 캐노피를 동체에서 반강제적으로 이탈시키는 것이며, 기존 F-16전투기도 이러한 방식을 채택하고 있다.



[그림 2] 2차 비상탈출(back-up egress)기법의 예



[그림 3] 캐노피 작동 시스템

이 경우에는 풍하중에 의해 캐노피와 동체를 연결하고 있는 actuator rod(그림 3)와 캐노피가 설계 풍하중에 의한 구조파손에 의해 성공적으로 분리될 수 있도록 정밀 설계되어야 한다. 추가로 이러한 대체 비상탈출 시스템은 항공기 설계 및 제작과정 중에 실험이 거의 불가능하고 기체 손실과 고위험성을 감수한 막대한 비행시험 비용이 요구되기 때문에 실험을 대체할 수 있는 정밀 해석체계가 반드시 구축되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 전형적인 대체 비상탈출 조건에 대해 전산유체역학(CFD)기법을 이용한 3차원 점성유동 해석 및 유한요소법(FEM) 기반의 비선형 다물체 동역학 연계 정밀해석 기법과 관련 응용해석 결과를 실용적으로 제시하였다.

2. 전산해석 기법

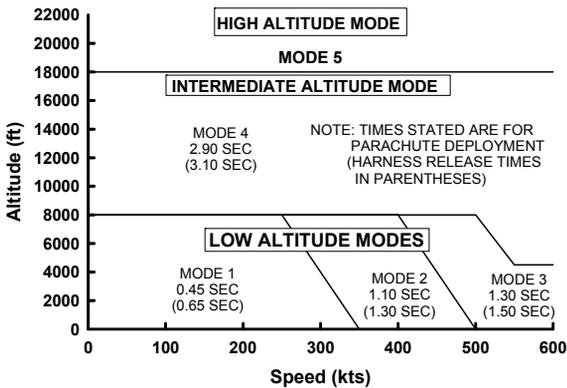
일반적으로 사출좌석 설계시의 성능은 Navy Aircrew Common Ejection Seat(NACES) 요구도를 따르고 있다. NACES에는 고도와 속도에 따라 그림 4와 같이 5가지 상황으로 분류하고 있으며, 각 상황에 따른 사출좌석의 요구 작동상태를 규정하고 있다^[1]. NACES



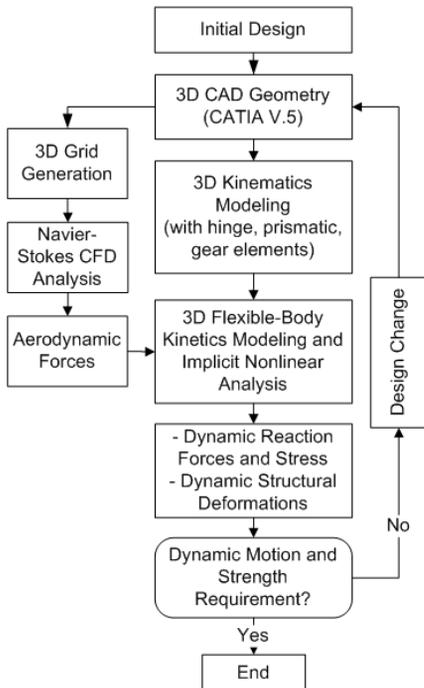
(a) Jettisonable canopy (b) Egress through the canopy

[그림 1] 1차 비상탈출 시스템의 종류

에 의하면 전투기의 비상탈출모드에서 조종사의 생명에 가장 위협적인 조건은 저고도에서의 비상탈출이다. 조종사가 비상탈출 후 낙하산이 펼쳐진 다음 속도를 줄일 수 있는 충분한 시간이 필요한데, 일반적으로 이에 필요한 최저 고도는 2,000ft정도이며 캐노피 분리를 위한 최저 요구속도는 120kts(Mach 0.18) 정도이다.



[그림 4] 속도와 고도에 따른 비상탈출 상황



[그림 5] Computational road-map

전형적인 전투기 캐노피의 경우 30° 개방되면 더 이상 개방되지 않도록 시스템 작동을 멈추어 고정되게 된다. 즉, 대체 비상탈출 조건에서 2,000ft에서 120 kts로 비행할 때 이정도 개방 각도에서 캐노피는 풍하중에 의해 몸체로부터 분리될 수 있어야 한다. 따라서 본 연구에서는 이러한 임계 대체 비상탈출 조건을 해석조건으로 선정하였다. 그림 5는 대체 비상탈출 요구도 해석을 위한 전반적인 해석 단계를 보여주고 있다. 캐노피 유동해석은 3차원 전산유체역학기법을 적용하였으며, 기어시스템을 포함한 캐노피 시스템의 수동 작동조건에 대한 다물체 동역학 및 구조해석은 유한요소해석기법을 연계 활용하였다.

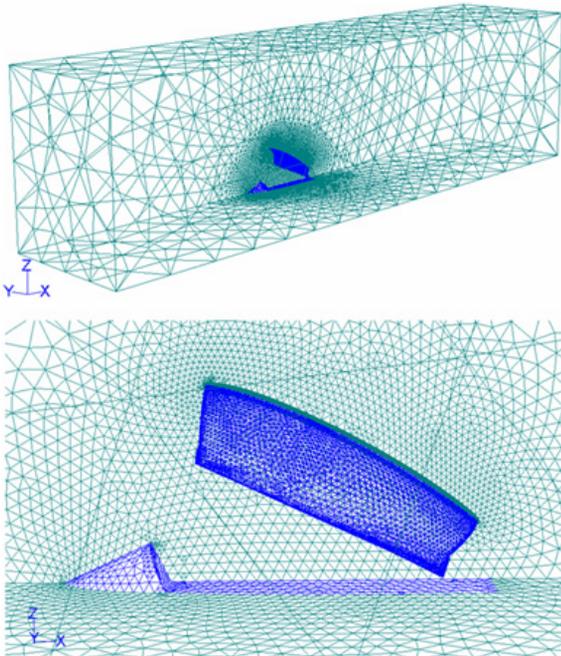
3. 해석결과 및 검토

3.1 CFD를 이용한 공력 하중해석

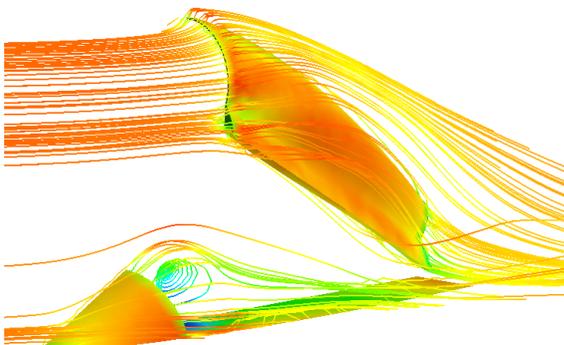
캐노피 전개조건에 대한 정적/동적 구조해석을 위해서는 이에 대한 유동하중 해석이 우선적으로 수행되어야 하며, 본 연구에서는 유동점성 효과를 고려한 정확한 해석을 위해 Navier-Stokes 방정식에 근거한 전산유체역학 유동해석을 수행하였다. 유동해석은 상용프로그램은 Fluent(Ver.6.3)^[2]를 사용하였으며 병렬처리를 수행하였다. 그림 3은 캐노피 점성 유동해석에 사용된 전산유체역학 격자를 보여주고 있다. 3차원 격자생성은 Gambit(Ver.2.2)프로그램을 사용하였으며, 경계층 격자생성은 Tgrid(Ver.3.5)를 활용하였다. 전방의 윈드 쉴드(wind shield)와 캐노피를 주로 고려하였으며 이를 제외한 나머지 기체부분들은 유동해석 모델링에서 생략하였다. 캐노피의 형상이 좌우 대칭조건을 적용하여 반쪽만 생성하였다. 본 격자체계의 경우 총 격자수는 185,813개이며, 총 셀수는 326,228개다.

비정상 유동해석조건에서 유입 마하수는 0.18이며 2,000ft 표준대기 조건을 적용하였으며, Spalart - Allmaras 난류모델을 적용하였다. 또한 시간간격은 0.01sec로 설정하였으며, 비정상 해석의 정확도 증진을 위해 sub-iteration은 20회를 적용하였다.

그림 7은 대체 비상탈출 조건에 대해 캐노피 주변의 유동형상을 보여주고 있다. 결과를 보면 윈드 쉴

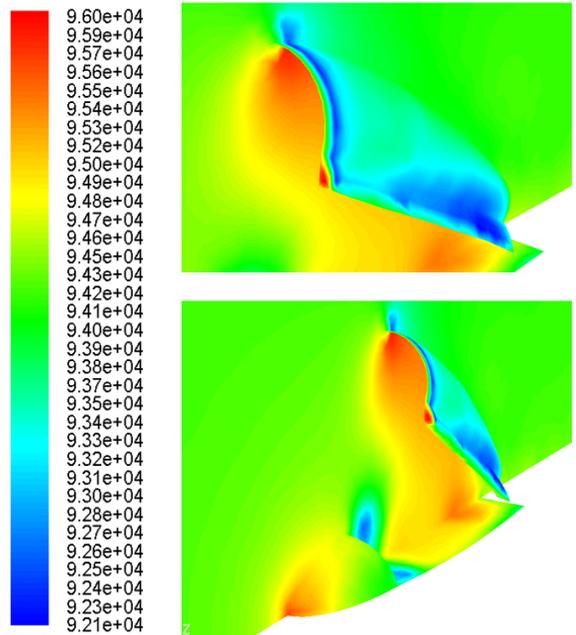


[그림 6] 전산유체해석을 위한 캐노피 격자계



[그림 7] 캐노피 주위의 유선분포(전개각 30도)

드 이후에는 강한 와류유동 특성이 있음을 볼 수 있으나 캐노피 형상과의 유동 간섭영향은 미약함을 알 수 있다. 그림 8에는 캐노피 주변의 압력 분포를 나타내었다. 그림 7에도 나타나 있지만, 캐노피를 타고 넘어가는 유동의 유속이 보다 빠르기 때문에 캐노피 상부의 압력 분포가 상대적으로 낮게 나타나고 있음을 볼 수 있다. 이러한 유동특성으로 인한 압력차이로 캐노피에는 공력하중이 유발되게 되며, 압력분포를 적분한 유동하중은 $F_x=2,181N$, $F_z=4,273N$ 로 나타



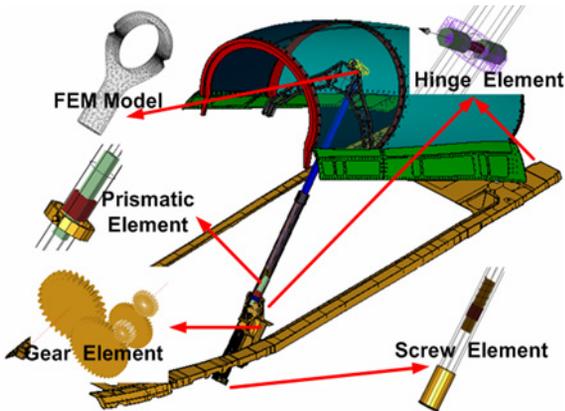
[그림 8] 캐노피 주위 압력분포(unit : Pa)

났다. Y축 방향(캐노피의 좌우방향)의 하중은 좌우대칭으로 상쇄되며, X축 방향은 캐노피의 전후 방향이고, Z축 방향은 캐노피의 상하 방향에 해당한다.

3.2 캐노피 탈출조건 다물체 동역학 및 구조해석

동적 영향이 고려된 캐노피 수동 작동조건 상황에서의 구조해석을 위해 유럽의 SAMTECH사에서 개발한 범용 비선형 유한요소 프로그램인 SAMCEF (Ver.6.1)^[3]을 활용하여 비선형 다물체 동역학 해석을 수행하였다. 캐노피에 전개 시 작용하는 공력하중을 부가한 다물체 동역학적 해석을 통하여 캐노피가 열리는 동안 지지 구조에 작용하는 동하중을 계산하였다.

그림 9는 캐노피 수동작동 시스템의 동역학 모델링을 보여주고 있다. 수동작동 조건에서 캐노피는 모터를 사용하여 전개되게 되며, 모터에 연결되어 있는 다양한 종류의 기어 운동을 통해 최종단의 스크류(screw) 기어를 작동하여 캐노피가 상방향으로 전개 운동을 수행하게 된다. Actuator rod의 끝단 캐노피 연결부에는 완전 전개 후 공력하중에 의한 파손을 전제로 한 rod end 구조물이 위치하게 된다(그림 3).



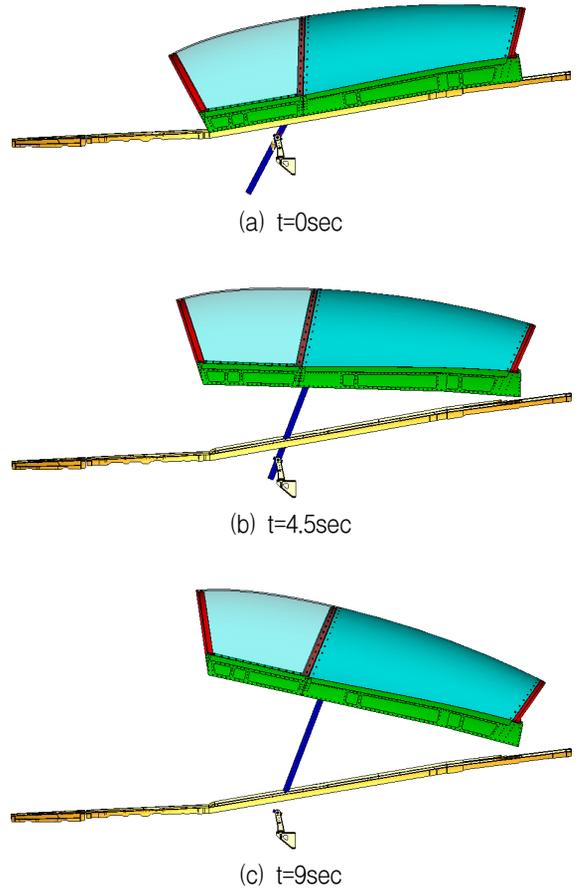
[그림 9] 다물체 동역학 모델링

SAMCEF 프로그램 해석모델에 활용된 모델링 요소 관점으로 부연 설명하면 다음과 같다. 우선 모터 연결부에 정규 수동 작동조건인 525rpm을 부여하고 이는 기어시스템을 모델링한 기어요소(웁기어, 스퍼기어, 쉘기어)들을 통과하게 되고, 다시 회전운동을 직선운동으로 전환하기 위한 스크류 기어요소를 작동하게 된다. 스크류 기어는 actuator rod를 밀어내게 되는데, 이의 구속조건으로는 미끄럼 직선 운동을 위한 비선형 prismatic 요소^[3]가 적용되었다.

마지막으로 동체 벌크헤드 구조와 연결된 actuator rod의 중간 지지부 및 로더 엔드구조물에는 힌지(hinge) 요소를 부여하여 캐노피 전개에 따른 회전운동을 허용하였다. 다물체 동역학 해석결과 수동 작동 시작 후 캐노피가 30° 전개되는데 소요되는 시간은 약 9초로 예측되어 설계요구 조건을 만족하는 것으로 나타났다.

그림 10은 캐노피 시스템의 다물체 동역학 해석을 통하여 구한 동적 운동 상태를 각 시간 별로 모사한 것이다. 여기서 (a)는 캐노피 전개 전 초기 상태를, (b)는 15° 회전된 상태를, (c)는 30° 회전된 상태를 나타내고 있다. 본 캐노피 모델의 경우 총 질량은 138kg으로 전개 작동 시 가속도에 따라 큰 관성특성을 보일 수 있다.

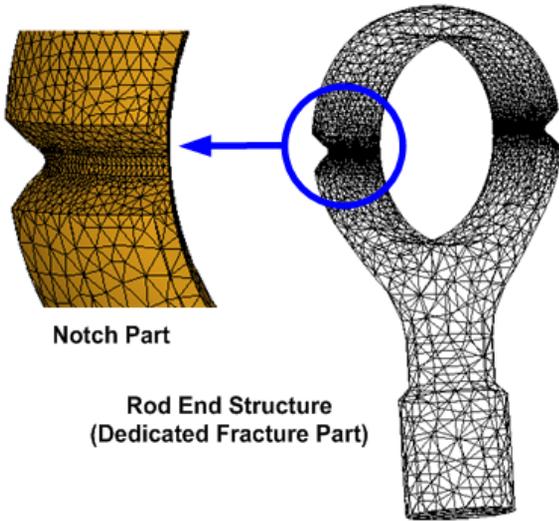
기구학적 모델링과 검증을 수행 한 후 다음 단계로는 전산유체역학해석으로 구한 하중과 탄성체 구조유한요소모델을 기구학적 모델에 추가하여 다물체 동역학 해석을 재수행 하게 된다. 이는 캐노피가 열리



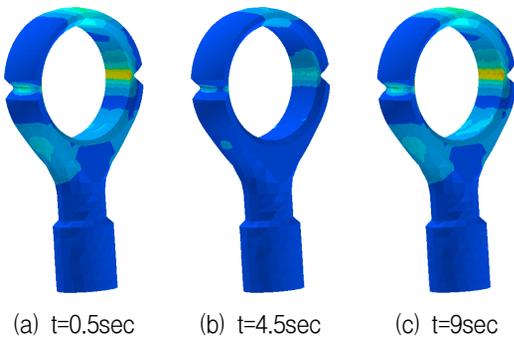
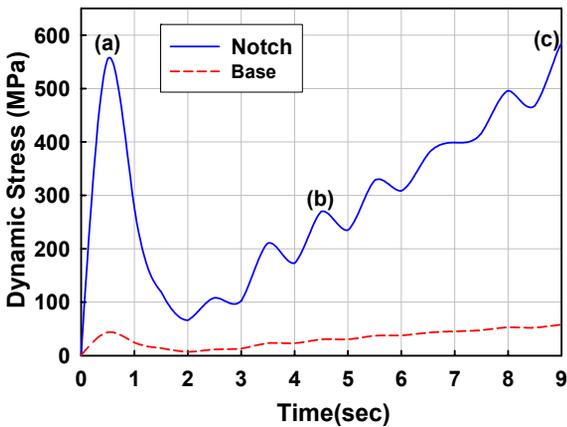
[그림 10] 수동작동에 따른 캐노피 전개 형상

는 동안 관성 구조물에 유발되는 동적 거동 및 응력 특성을 파악하기 위해서 이다. 본 연구에서는 시간관계상 캐노피 전개과정에서의 하중은 단허있을 때와 최대 전개된 조건에서의 공력하중 사이를 선형으로 가정하여 추가하였다. 보다 정확한 해석을 위해서는 동적 이동격자 개념을 적용하여 캐노피의 동적 운동을 연속적으로 고려한 유동해석을 수행하고 여기서 계산된 동하중을 부여해야 할 것이다.

구조물 탄성변형 효과를 고려한 비선형 다물체 동역학 해석은 SAMCEF의 Mecano(Implicit Nonlinear) 모듈을 활용하여 천이응답해석을 수행하였다. 전술한 바와 같이 최대 전개조건에서 로더 엔드구조는 공력하중에 의해 파손되어야 캐노피 이탈에 의한 케이블 작동으로 반자동 조종석탈출이 성공적으로 유도되게



[그림 11] 캐노피 연결부 구조 응력해석용 FEM 모델



[그림 12] 캐노피 수동 작동 시 rod end 구조에 유발되는 동적 응력수준

된다. 따라서 시스템 설계의 핵심 요소 중 하나는 대체 비상탈출 조건에서 로드 엔드의 정상적인 파손이 보장되어야 하며 이를 정밀한 해석으로 검증할 필요성이 있다. 이를 위해 rod end를 5,909개의 절점(Nodes)과 27,131개의 요소(Elements)로 상세 유한요소 모델링 하였으며, 특히 로드 엔드에는 0.1in 깊이의 노치(Notch)가 있어 다른 부분보다 빨리 파손되도록 되어 있는데 응력이 집중되는 노치부에는 격자의 밀집도를 증가시켜 생성하였다.

그림 12는 대체 비상탈출 조건시 캐노피를 수동작동 할 때 공력하중에 의해 로드 엔드구조에 유발되는 동적응력수준을 보여주고 있다. 전산유체해석에서 얻은 공력하중에 대한 다물체 동역학 해석결과 약 580 MPa의 최대응력이 유발되고 있다. 또한 아래의 응력 분포도에서는 노치부의 형상 때문에 응력집중 현상을 관찰할 수 있다. 캐노피 수동 전개 초반에 발생하는 응력피크는 정지하고 있던 캐노피에 공력하중이 가해져서 유발되는 가속도에 기인한 관성하중 영향이 잠시 동안 지배적으로 나타났기 때문으로 판단된다. 노치형상의 효과로 인해 노치부와 지지부의 응력차이가 매우 크게 나타나고 있음을 확인할 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 진보된 전산해석 기법을 활용하여 군용항공기 캐노피의 대체 비상탈출 조건시 작동장치의 설계 요구도 분석을 위한 실용적인 해석체계를 구축하였다. 이를 위해 전산유체역학을 통한 공력 해석과 비선형 유한요소기법기반의 다물체 동역학해석 및 구조해석을 연계하여 수행하였다. 이의 결과로 실제와 유사하게 비행 중 공력하중 및 캐노피 시스템의 수동 작동조건을 고려하여 연결구조에 작용하는 동적 반력 및 응력 수준을 예측해 볼 수 있었다. 군용기의 대체 비상탈출 시스템은 항공기 설계 및 제작과정 중에 실험이 거의 불가능하고 기체 손실과 고위험성을 감수한 막대한 비행시험 비용이 요구되기 때문에 향후 본 연구의 기법을 적절히 활용한다면 상당한 비용 절감 효과를 이룰 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 경상대학교 기계항공공학부 2단계 BK21/NURI 사업 및 한국항공우주산업(주)의 대학원 학산 과정의 일환으로 수행되었다.

참 고 문 헌

[1] Description and Principles of Operation, Navy Aircrew Common Ejection Seats (NACES)

SJU-17(V)1/A and SJU-17(V)2/A, F/A-18C and F/A-18D Aircraft, A1-F18AE-120-100, Preliminary Technical Manual, Martin-Baker Aircraft Company, Oxford, England, January 1990.

[2] Fluent User's Manual Ver. 6.3, Fluent Inc., 2006. 9.

[3] SAMCEF Mecano-Flexible Mechanisms Analysis Module, User's Manual, SAMTECH Co., 2006.