

블레이드 파편 봉쇄를 위한 컨테인먼트 케이스 연구 동향

채승호¹ · 안상현¹ · 이수용¹ · 노진호^{1,†}

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Research Survey of the Containment Case for Damage Protection from Blade Fragments

Seungho Chae¹, Sanghyeon Ahn¹, Soo-Yong Lee¹ and Jin-Ho Roh^{1,†}

¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

If a broken blade in the aircraft engine penetrates the casing and ejects outside the aircraft, it will impact the fuselage, threatening the safety of the passengers. Thus, the development of an engine case should be certified for stability evaluation by the Aviation Administration. In this paper, we investigated the requirements and development technology for the containment certification of the engine casing necessary for the independent engine development in the country. An experimental/analytical method has been identified to summarize the contact safety requirements presented by the U.S. and European aviation agencies to verify the containment of debris in the casing corresponding to this certification. Also, we analyzed recent research on the containment casing and verification methods in casing development.

초 록

항공기 엔진 내의 파손된 블레이드가 케이스를 관통하여 외부로 나가게 되면, 동체에 부딪혀 승객의 안전을 위협하게 된다. 따라서 엔진 케이스 설계 시 항공청의 안전성 평가 인증을 받아야한다. 본 논문에서는 국내의 독자적인 엔진 개발을 위해 필요한 엔진 케이스의 컨테인먼트 인증 요구조건과 개발 기술에 대하여 조사하였다. 미국과 유럽의 항공청에서 제시하는 컨테인먼트 안전성 요구 조건을 정리하고 이 인증에 부합하는 케이스의 파편 봉쇄를 검증하는 실험적/해석적 방법에 대하여 확인하였다. 컨테인먼트 케이스에 대한 최근의 연구를 분석하여 케이스 개발 시 검증 방법을 제시하고자 한다.

Key Words : Blade Containment(블레이드 컨테인먼트), Blade Failure(블레이드 파손), Aero-engine(항공기 엔진), Engine Cases(엔진 케이스)

1. 서 론

일반 항공기 가스터빈 엔진 개발 시에는 개발된 엔진을 운용하기 위한 민수 인증이 필요하며, 미연방항공청(FAA) 혹은 유럽연합항공안전청(EASA)의 항공안전성 평가가 필수적이다. 그 중 가장 중요한 요구 조

건 중 하나가 블레이드 컨테인먼트이다. 항공기의 중추적인 동력원인 가스터빈 엔진은 높은 회전력으로 운용된다. 블레이드 파손 시 파손된 블레이드는 높은 에너지를 가지며, Fig. 1 [1]과 같이 파편이 엔진 케이스를 관통하게 되면, 연료탱크, 유압관, 보조동력 장치 및 동체 등에 치명적 파손의 원인이 된다 [2]. 따라서, 항공기 안전성을 위해, 파편을 엔진 케이스 외부로 내가지 못하도록, 컨테인먼트 시스템 구축을 엄격한 요구사항으로 관리되고 있다. 이러한 규제에 따라, 블레이드 파손으로 인한 사고 발생을 줄이려고 하고 있지

만, Fig. 2와 같이 항공 교통량의 증가로 매년 사고가 발생하고 있다 [3]. 또한 Fig. 3과 같이 현대식 항공기는 특히 외부이물손상, 피로, 유지보수 등 많은 이유로 블레이드 파손이 발생한다 [4]. 따라서, 파편 봉쇄를 위한 컨테인먼트 케이스 설계는 필수적이며 항공청에서 제시하는 인증 평가 방식과 같은 검증된 방식을 통해 설계되어야 한다.

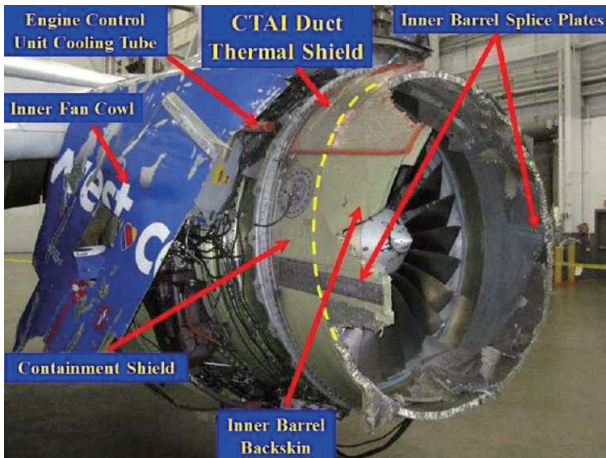


Fig. 1 Uncontained Engine Failure

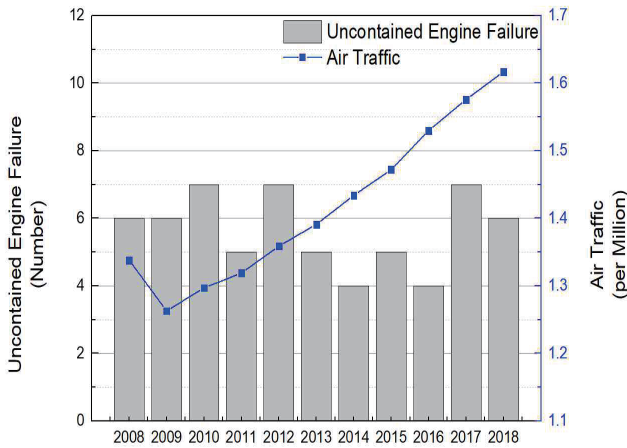


Fig. 2 Number of Uncontained Engine Failures and International Air Traffic

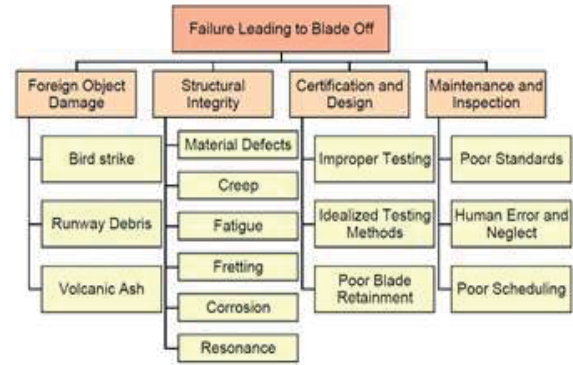


Fig. 3 Blades Break Causes

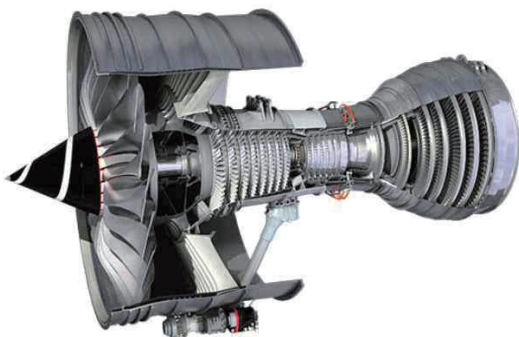
본 연구에서는, 현재 사용되고 있는 컨테인먼트 케이스의 방식을 정리하고 FAA와 EASA에서 제시하는 블레이드 컨테인먼트 안전성 평가에 대한 인증 요소에 대하여 알아보았다. 그리고 블레이드 컨테인먼트 안전성 평가 관련 인증을 위한 다양한 실험적, 해석적 평가 방법 및 연구를 살펴보고자 한다. 엔진 케이스의 봉쇄/관통을 판단하기 위하여 각 인자별 에너지 방정식 그리고 컨테인먼트 케이스의 최적 두께를 결정하는 방법론을 살펴본다. 판단식과 시험 결과와의 비교를 통해, 제작된 케이스의 컨테인먼트를 판단한다. 이러한 평가 방법 연구와 케이스의 경량화를 위한 재료적, 구조적 개발 기술 동향에 대해 알아보하고자 한다.

2. 컨테인먼트 시스템 설계 방식

항공기 엔진 케이스에 사용되는 컨테인먼트 시스템은 두 가지 유형의 개념을 가지고 있다 [5]. 컨테인먼트 시스템이 개발되었을 때부터 이어져 온 형태인 Hard-wall 컨테인먼트 방식과 현대에 와서 개발된 Soft-wall 컨테인먼트 방식이 있다. Table 1은 두 가지 컨테인먼트 방식에 대한 특징을 정리하여 보여주고 있다. Figures 4 그리고 5 는 Rolls-Royce [6] 그리고 GE [7]에서 제작한, 대표적인 Hard-wall과 Soft-wall 컨테인먼트 케이스이다. 엔진 케이스 개발 연구가 진행되면서 다음의 두 가지 방식으로 정착되었다고 볼 수 있다.

Table 1 Type of Containment Systems

Hard-wall 컨테인먼트 시스템
<ul style="list-style-type: none"> • 모든 파편을 봉쇄하기 위해 케이스 벽이 두꺼움 • 알루미늄 합금으로 제작됨 • 파편이 케이스 벽에 튕겨 내부로 들어가고 블레이드에 대해 2차적 손상이 발생함 • 하나의 금속 벽으로 되어있는 간단한 구조로, 개발 초기부터 계속 사용됨.
Soft-wall 컨테인먼트 시스템
<ul style="list-style-type: none"> • 관통되는 얇은 케이스와 봉쇄하는 케이스 2중으로 제작 • 금속판과 복합재로 제작됨 • 금속판을 관통한 파편이 복합재 판에 봉쇄되어 파편으로 인한 2차적 손상이 방지됨 • 전체적 중량이 줄어들고 엔진 효율이 높아짐 • 구조가 복잡하고 가격이 높음

**Fig. 4** Rolls-Royce Trent 900 Engine (Hard-wall Containment)**Fig. 5** General Electric GEnx Engine (Soft-wall Containment)

3. 컨테인먼트 안전성 평가

3.1 컨테인먼트 안전성 인증 요건

미 국방부에서는 컨테인먼트를 “파편들의 관통으로 인한 이후의 문제들을 방지하는 엔진의 원주형 케이스 구조”로 정의하고 있다. 터빈 엔진을 민간 항공기에 적용하기 위한 감항 인증 표준을 FAA의 FAR(Federal Aviation Regulation) Part 33 [8]과 EASA(European Aviation Safety Agency)의 CS-E [9]에서 제시하고 있다. 안전성 평가는 파편에 대한 봉쇄 및 완전히 봉쇄되지 않고 케이스를 관통하는 파편으로 인한 위험을 최소화하는 것이다. Table 2는 FAA와 EASA에서 제시한 컨테인먼트에 대한 요구조건이며, 블레이드 파손에 따른 컨테인먼트의 안전성 평가 인증 규정이다. 또한 Table 3은 적합성 인증 요건 [10]을 만족하기 위해 사용할 수 있는 지침 및 평가의 허용 방법에 대한 내용이다.

3.2 컨테인먼트 안전성 시험 평가 연구

FAA 및 EASA의 블레이드 컨테인먼트에 대한 안전성 인증을 받기 위하여 다양한 평가 방법 및 연구가 이루어졌다. 컨테인먼트 평가 시험은 인증 규격들에 의하여 실물 크기의 엔진에 시험하도록 규정되어 있다. Figure. 6과 같이 실물 크기의 케이스 컨테인먼트 시험까지의 비용은 최종 모델의 개발까지 4년 이상의 시간과 10억 달러 정도의 비용이 발생한다 [11]. 따라

Table 2 Containment Certification Requirements [8-9]

Agency	Category	Content
FAA	FAR Part 33.19	압축기와 케이스는 블레이드 파손에 따른 손상이 발생하지 않도록 설계하며 파편의 에너지 레벨과 궤적을 정의함
	FAR Part 33.94	파손된 블레이드에 의한 연료 및 공급 라인 파손으로 엔진의 화재와 엔진 케이스 파손이 일어나지 않음
EASA	EASA CS-E 810	엔진 정지 이전에 파손된 블레이드가 엔진 케이스 파손에 영향이 없음을 입증함

Table 3 Contained/Uncontained failure Conformity Certification Requirements [10]

Agency	Category	Content
FAA	AC 33-5	<p>※ Part 33.94의 적합성 인증 요건 만족을 위해 사용되는 시험 방법 제시</p> <ul style="list-style-type: none"> - 최대 허용 RPM 조건에서 블레이드 파손 - 블레이드 파편 궤적 및 에너지량 추적 - 블레이드 파손에 따른 출력 감소, 다중 블레이드 파손에 대한 시험 고려 <p>※ 적합 판정 사항</p> <ul style="list-style-type: none"> - 시험 완료 후 블레이드 파손에 의한 엔진 손상이 엔진 구조 내로 국한 - 파손된 블레이드에 의한 엔진 케이스의 변형, 다른 손상을 야기하지 않음 - 블레이드 파손으로 과도한 진동이 발생 후 최소 15초 이상 작동하거나 파손 이후 예외 없이 자동 작동중지가 일어나는 경우
EASA	AMC E-810	<p>※ CS-E 810의 적합성 인증 요건 만족을 위해 사용되는 시험 방법 제시</p> <ul style="list-style-type: none"> - 분리되는 블레이드의 수에 따라 수행 - 허용되는 최대 속도와 엔진 케이스의 최대 온도 또는 회전 속도, 흡기 온도 그리고 엔진 케이스의 온도 등 가혹한 조건을 적용하여 수행 <p>※ 적합 판정 사항</p> <ul style="list-style-type: none"> - 외부 케이스의 심각한 변형이나 손상 없이 엔진이 보호되는 경우 - 엔진 케이스를 관통하는 블레이드의 파편 없이 보호되는 경우
FAA & EASA	AC20-128A & AMC 20-128A	<p>※ Uncontained Engine Failure 관련</p> <ul style="list-style-type: none"> - 주요 부품들이 위험의 최소화를 위한 위치에 설계되어야 함 - 화재, 추력 상실, 동체 손상 등에 대한 예방 시스템 요구 - 예상 파편에 대한 파손 형상 예측 - 파편에 따른 파손 기준 설정

서, 최종 시험 이전의 엔진의 개발 단계에서 단순화된 모델이나 엔진의 부분적인 모델 그리고 축적된 모델을 이용하여 컨테인먼트 평가 시험을 진행한다.

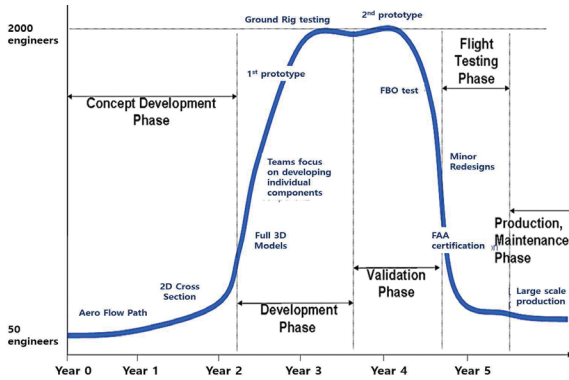


Fig. 6 Engine Development Period

컨테인먼트 시험은 고속 충돌 시험으로 [8-10] 시험 방법에는, 가스 건(gun)을 이용하는 탄두 충돌 시험과 로터를 고속으로 회전시켜 블레이드의 파손을 보는 고속 로터 회전 시험이 있다. 탄두 충돌 시험은 가장 경제적인 컨테인먼트 시험 방법이며, 가스 건의 공기압을 이용하여 파편을 케이스 시편에 쏘아 충돌시키는 방법이다. 블레이드 파편의 충돌 각도 및 케이스의 충돌 면에 맞춰 시험이 가능하며, 다른 시험에 비해, 가장 높은 에너지의 파편 충돌 파손을 고려할 수 있다. 특히, 엔진 케이스의 재료를 선정하기 위해, 탄두 충돌 시험을 많이 채택하고 블레이드 파편이 케이스에 충돌 할 때, 케이스 구조의 동적 거동 및 파손 형상을 보는데 유리하다. 하지만, 블레이드가 파손된 후, 인접한 블레이드에 영향을 주는 2차 파손은 관찰 할 수 없다. 따라서 컨테인먼트 인증 시 어떠한 부분에 초점을 두느냐에 따라 시험 방법을 달리해야 할 것이다.

Figure. 7은 탄두 충돌 시험 형태로 가스건을 사용하여 대형 엔진의 컨테인먼트 평가를 수행하였는데, 블레이드 파편을 케이스에 쏘아 Fig. 8과 같이 파편에 대한 컨테인먼트 케이스의 봉쇄/관통을 확인하였다. 속도, 무게 등을 측정하여 케이스 두께(t)와 파편의 운동 에너지(E)와의 관계식($E=f(t^2)$, f 는 t 에 대한 함수)을 도출하고, 실험결과와 해석결과를 비교하여 컨테인먼트 케이스의 두께를 평가하였다 [12-13].

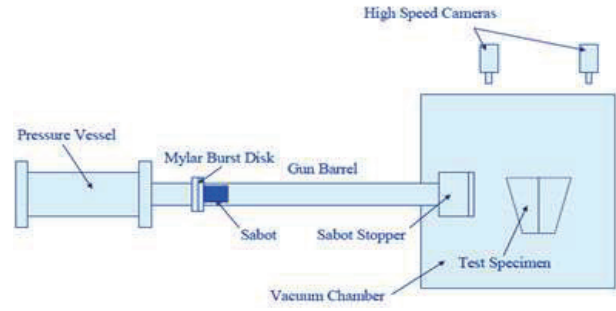


Fig. 7 Ballistic Gas Gun Test

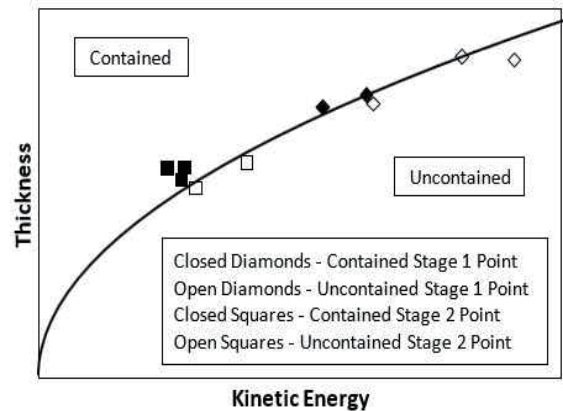


Fig. 8 An Evaluation of Contained/Uncontained by Thickness of Case and Energy

고속 회전 시험의 경우 실제 엔진 컨테인먼트 시험과 유사한 형태로 진행이 된다. 정해진 속도에서 파손이 되도록 임의의 노치를 가진 블레이드가 장착되어 있고, 로터 회전 시에 파손이 발생하도록 한다. 케이스에 충돌 단계와 더불어 파손된 블레이드로 인한 로터의 편심하중, 인접한 블레이드에 끼치는 영향을 볼 수 있으며, 2개 이상의 블레이드 파편에 대해 시험이 가능하다. 이러한 동적 하중으로, 엔진 내부의 손상을 보일 때 이 시험방법을 사용한다. 그러나 블레이드가 파단이 되도록 속도를 설정하기에 케이스와 블레이드 재료에 대한 정확한 거동은 볼 수 없다.

Figure. 9와 같이 제작한 로터 회전 실험 장치를 통해 얻은 충돌 후 파손 형상을 해석과 비교하여, Fig. 10과 같이 블레이드 파편이 케이스에 작용하는 힘의 변화를 파편이 케이스 내벽을 긁는 1단계, 변형 및 균열 발생 시작 2단계, 케이스 파손 및 굽힘 발생 3단계의 충격 단계로 진행됨을 확인하였다 [14-15].

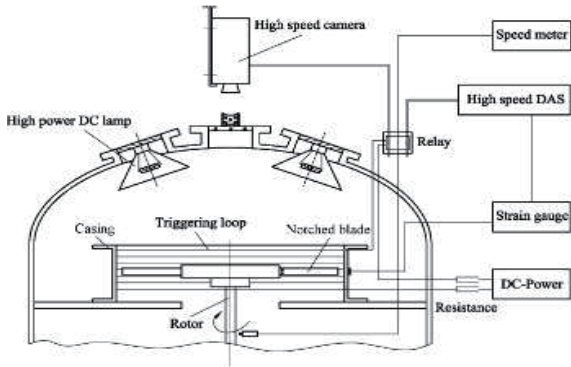


Fig. 9 High-speed Rotor Spin Test

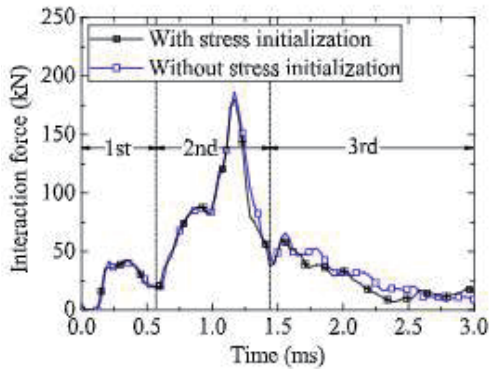


Fig. 10 Load Phase of the Containment Case due to broken blade

엔진 개발 진행시의 이러한 컨테인먼트 평가 시험이 중요 요소이기 때문에 개발 목적에 맞도록 적절한 컨테인먼트 시험 방법을 선정해야 하고, 실제 블레이드 속도를 적용하여 케이스의 봉쇄/관통을 판단할 수 있도록 해야 한다. 또한 시험 시스템을 잘 구축한다면, 추후에도 인증 준비 시 반복 적용이 가능하기 때문에 이를 위해서는 시험장치 제작 시에 많은 노력이 요구될 것이다.

이러한 컨테인먼트 시험을 통해 얻은 변수를 가지고 해석적인 방법으로 컨테인먼트 케이스에 대하여 평가가 가능하다. 따라서 시험, 해석적으로 인증 평가 요구조건을 만족하는 적절한 방법론을 찾는 연구가 진행되었다. 파손된 블레이드가 가지는 에너지와 궤적 형태, 구조물의 손상을 방지하기 위하여 외벽의 무게를 정의하는 설계 변수에 대한 연구가 수행되었다 [16]. 동적 전단 이론을 기반으로 하여 블레이드 충돌 시 발생하는 굽힘과 운동에너지(KE), 컨테인먼트 케이스 두께

(t)의 관계식을 정의하는 기법을 확립하였다 [17-18]. 이러한 파편의 운동에너지와 케이스 두께의 관계식을 이용하여 봉쇄/관통 평가가 가능하고, 설계 시 필요한 주요 변수를 판단할 수 있으므로, 케이스 개발 시 기초 연구에 대해서도 필수적으로 해야 한다.

케이스와 블레이드 설계가 완료되면, LS-DYNA, ABAQUS와 같은 FEA 프로그램을 사용하여 충돌 해석으로 컨테인먼트 케이스에 대한 평가를 할 수 있다 [19-21]. 수치적인 해석으로 블레이드가 케이스에 충돌 시의 파손 형상을 볼 수 있지만, 최종적으로는 고속 충돌 시험으로 검증이 필요하다.

4. 컨테인먼트 케이스 개발 동향 및 방향

항공기는 가벼울수록 엔진의 효율이 좋아지지만 컨테인먼트 케이스는 안전성 문제에 직결되기 때문에 경량화에는 한계가 있다. 따라서 안전성이 충분하면서도 가벼운 케이스를 개발하는 것이 최신 항공기의 이슈가 될 것이다. Mathis [22]는 항공 제조업체와 정부 및 연구시설과의 논의하여, 금속 케이스의 컨테인먼트 기능을 위한 구조적 구성요소를 설계하는 최신 기술의 존재여부를 확인하고, 케이스의 컨테인먼트 기능 하에서 중량을 줄이는 목적으로 연구가 진행되었다.

이후 케이스에 주로 사용되는 금속 합금들의 밀도와 에너지 흡수량을 비교하여 재료에 대한 경량 효율을 탄두 충돌 시험을 통해 검증하였으며 [23], 이를 통해 케이스의 취약 부위 및 무게 최소화 부위를 식별 후 구조에 맞는 재료 선정의 필요성을 요구할 수 있었다.

그리고 복합재료를 사용하여 엔진 케이스의 경량화 연구도 진행되었다. 재료에 따른 중량 대비 에너지 흡수량 비교를 통하여 케이스에 사용될 수 있는 복합재료를 구분하여 금속-복합재 컨테인먼트 시스템을 개발하였다 [24-25]. 또한 직물 구조를 이용한 복합재료 케이스를 제작하여 충돌 실험과 해석을 통해 컨테인먼트 안전성을 평가하였다 [26-29]. 안정성이 입증됨에 따라 Soft-wall 컨테인먼트 방식이 생겨났고, 최근 항공기 기체에도 복합재료 사용률이 증가함에 따라 복합재료를 사용하여 컨테인먼트 시스템을 평가하는 연구도 증가하였다. LS-DYNA를 이용하여 블레이드 파단

후의 복합재료 케이스에 영향 분석 [30], Soft-wall 방식의 컨테인먼트 시스템 평가 [31-33] 가 현재까지도 진행되었다. 시뮬레이션 프로그램만으로는 인증 평가 검증에 한계가 있기에 충격 시험이 필수적이며, 블레이드 파단을 모사하는 충격 시험에 많은 비중을 두고 있다.

2000년대에 들어서는 구조적인 형태를 이용하여 경량화하는 연구도 진행되었다 [34-35]. Figure. 11과 같은 평판과 볼록한 곡선 형태가 추가된 컨테인먼트 시스템을 티타늄과 스틸을 이용하여 제작하고 실험과 수치해석을 진행하였다. 티타늄과 스틸을 이용하여 제작을 하였다. 결과적으로 케이스의 곡선 구간에서 약 14%의 무게 절감을 이루었으며, 충분한 파편 봉쇄를 확인하였다.

케이스 재료와 구조의 변화를 통해서 경량화를 진행할 수 있다. 하지만 개발한 케이스에 대한 안전성 평가를 할 수 있는 시험 시스템이 구축되어 있는 것이 중요하다. 따라서 추후에도 새로운 아이디어를 적용하여 케이스를 설계하려면 컨테인먼트 안전성 평가 시스템을 갖추는 것이 필수적이다.



Fig. 11 Case in which Curvature has been added

5. 결 론

본 논문에서는 케이스 개발을 위해 필요한 안전 인증 항목을 정리하고 평가방법에 대해 조사하였다. 충격 시험의 방법, 실험을 통하여 파편의 에너지와 케이스의 두께에 관한 방정식을 도출하여 관통/봉쇄를 평

가하는 방법을 정리하였으며, 이러한 평가방법을 이용하여 케이스의 재료 그리고 구조적인 변형을 통해 컨테인먼트 효율을 높이는 연구를 확인하였다.

현재 국내에서 독자적 엔진 기술 개발을 진행함에 따라 컨테인먼트 평가 시스템은 최신 엔진 개발의 주요 요소라고 볼 수 있다. 조사한 선행 연구를 기반으로 해석적/시험적 방법을 구축한다면 안전성 평가뿐만 아니라 새로운 케이스 개발에 대한 가능성도 볼 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 주관 항공우주부품 기술 개발사업(20002700)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- [1] Simon Hradecky, "Accident: Southwest B737 near Philadelphia on Apr 17th 2018, uncontained engine failure takes out passenger window," *The Aviation Herald*, <http://www.avherald.com/>
- [2] D. D. Le, "Evaluation of light weight material concepts for aircraft turbine engine rotor failure protection," *Federal Aviation Administration*, DOT/FAA/AR-96/110, 1997.
- [3] <http://www.avherald.com/>
- [4] B. Rideley, "Impact studies of containment ring during blade shed in turbofan engine," Department of Mechanical and Industrial Engineering University of Toronto, 2018.
- [5] H. J. Xuan, X. Lu, W. R. Hong and L. F. Liao, "Review of aero-engine case containment research," *Journal of Aerospace Power*, Vol. 8, pp. 1860-1870, 2010.
- [6] <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-900.aspx#section-technology>
- [7] <https://www.geaviation.com/commercial/engines/genx-engine>
- [8] Federal Aviation Regulation Part 33, *Federal Aviation*

- Administration*, 1984.
- [9] Certification Specification for Engines CS-E, *European Aviation Safety Agency*, 2007
- [10] Advisory Circular AC 33-5, *Federal Aviation Administration*, 1990
- [11] Husband Jason Burkley, "Developing an efficient FEM structural simulation of a fan blade off test in a turbofan jet engine," PhD Thesis, University of Saskatchewan, 2007.
- [12] J. Heady, J. M. Pereira and C. Ruggeri, "Establishing a ballistic test methodology for documenting the containment capability small gas turbine engine compressors," *NASA Glenn Research Center*, 2009
- [13] Vander Klok, Andrew Joe. Experimental impact testing and analysis of composite fan cases. Michigan State University, 2016.
- [14] Qing He, haijun Xuan, Lulu Liu, Weirong hong and Rongren Wu, "Perforation of aero-engine fan casing by a single rotating blade," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 25, No. 1, pp. 234-241, 2011.
- [15] He, Qing, et al. "Simulation methodology development for rotating blade containment analysis." *Journal of Zhejiang University SCIENCE A* 13.4, pp. 239-259, 2012
- [16] C. O. Gunderson, "Study to improve airframe turbine engine rotor blade containment," *Federal Aviation Administration*, Report No.: FAA-RD-77-44, 1977
- [17] K. F. Heermann, K. R. McClure and R. H. Eriksson, "Study to improve turbine engine rotor blade containment," Report No.: DOT-FAA-RD-77-100, *Federal Aviation Administration*, 1977
- [18] J. J. M. Payen, "Containment of turbine engine fan blade," *SNECMA, 6th International Symposium on Air Breathing Engines, AIAA*, Symposium papers A83-35801, 16-07, 1983
- [19] Sarkar, S., and S. N. Atluri. "Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure." *Finite Elements in Analysis and Design* 23.2-4 pp. 211-223, 1996.
- [20] Roberts, Gary D., et al. "Impact testing and analysis of composites for aircraft engine fan cases." *Journal of Aerospace Engineering* 15.3 pp. 104-110 2002.
- [21] Shmotin, Yuri, et al. "Numerical analysis of aircraft engine fan blade-out." 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2006.
- [22] J. A. Mathis, "Design procedures and analysis of turbine rotor fragment hazard containment," *Federal Aviation Administration*, Report No.: DOT-FAA-AR-10-23-P1, 1997.
- [23] D. A. Shockey, J. H. Giovanola and J. W. Simons, "Advanced armor technology: application potential for engine fragment barriers for commercial aircraft," *Federal Aviation Administration*, Report No.: DOT-FAA-AR-97-98, 1997
- [24] A. D. Lane, "Development of an advanced fan blade containment system," *Federal Aviation Administration*, Report No.: DOT-FAA-RD-77-100, 1977.
- [25] D. Le, "Evaluation of lightweight material concepts for aircraft turbine engine rotor failure protection," *Federal Aviation Administration*, Report No.: DOT-FAA-AR-96-110, 1997
- [26] C. L. Stotler and A. P. Coppa, "Containment of composite fan blades," Report No.: NASA-CR-159544, 1979.
- [27] Sharda, J., et al. "Modeling of multilayer composite fabrics for gas turbine engine containment systems." *Journal of Aerospace Engineering* 19.1 (2006): 38-45.
- [28] Naik, D., et al. "Development of reliable modeling methodologies for fan blade out containment analysis -Part I: Experimental studies." *International Journal of Impact Engineering* 36.1, pp. 1-11, 2009.
- [29] Stahlecker, Z., et al. "Development of reliable modeling methodologies for engine fan blade out containment analysis. Part II: Finite element analysis." *International Journal of Impact Engineering* 36.3 pp. 447-459, 2009.
- [30] He, Q., Xie, Z., Xuan, H., Liu, L., & Hong, W. "Multi-blade effects on aero-engine blade containment." *Aerospace Science and Technology*, 49, pp. 101-111. 2016

- [31]He, Z., Xuan, H., Bai, C., Hu, Y., Cong, P., Bai, H., & Hong, W. "Containment tests and analysis of soft wall casing fabricated by wrapping Kevlar fabric around thin metal ring." *Aerospace Science and Technology*, 61, pp. 35-44, 2017.
- [32]Lulu, L. I. U., Zhenhua, Z. H. A. O., Wei, C. H. E. N., & Gang, L. U. O. "Influence of pre-tension on ballistic impact performance of multi-layer Kevlar 49 woven fabrics for gas turbine engine containment systems." *Chinese Journal of Aeronautics*, 31(6), pp. 1273-1286, 2018.
- [33]Zekan, H. E., Haijun, X. U. A. N., Conger, B. A. I., Manli, S. O. N. G., & Zhuoshen, Z. H. U. "Containment of soft wall casing wrapped with Kevlar fabric." *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(4), pp. 954-966, 2019.
- [34]S. D. Rajan, B. Mobasher and Z. Stahlecker, "Explicit finite element modeling of multilayer composite fabric for gas turbine engine containment systems phase 3," part 1: Arizona State University Material Model and Numerical Simulation, *Federal Aviation Administration*, Report No.: DOT-FAA-AR-10-23-P1, 2011.
- [35]K. S. Carney, J. M. Pereira, D. M. Revilock and P. Matheny, "Jet engine fan blade containment using an alternate geometry," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 36, pp. 720-728, 2009.