



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공 학 석 사 학 위 논 문

다중 펄스 플라즈마 스파크제트  
액츄에이터를 이용한 유동제어에 관한 연구

A Study on Flow Control by Multi-Pulse  
Plasma Sparkjet Actuator

울산대학교 일반대학원  
기계공학과 항공우주공학전공  
배 준 한

다중 펄스 플라즈마 스파크제트  
액츄에이터를 이용한 유동제어에 관한 연구

지도교수 신지철

이 논문을 공학석사학위 논문으로 제출함

2021년 2월

울산대학교 일반대학원  
기계공학과 항공우주공학전공  
배준한

배 준 한 의 공학석사학위 논문을 인준함

심사위원 이 상 욱 (인)

심사위원 신 지 철 (인)

심사위원 장 경 식 (인)

울산대학교 일반대학원  
기계공학과 항공우주공학전공  
2021년 2월

# 다중 펄스 플라즈마 스파크제트 액츄에이터를 이용한 유동제어에 관한 연구

울산대학교 일반대학원  
기계공학과 항공우주공학전공  
배 준 한

## 초 록

고고도 환경에서 유동제어를 위해 다중 펄스 플라즈마 액츄에이터를 이용한 연구를 진행하였다. 선행 연구는 방전 조건을 변화하여 스파크제트 액츄에이터의 특성을 분석하는 연구가 수행하였고 오리피스 길이 1 mm, 전극위치 2 mm의 액츄에이터 모델을 선정하였다.

실험은 선정된 모델로 다중 펄스 회로를 구축한 뒤 normal 펄스에서 안정적으로 액츄에이터를 증량할 때, 구동 가능한 트랜지스터와 커패시터의 용량 및 수량의 최솟값을 결정하였다. 10  $\mu$ s의 펄스를 각각의 액츄에이터에 동시 주입하였고 구동주파수는 1 kHz로 설정하였다. 이를 바탕으로 고고도 환경에서 적용 가능한 다중 펄스 플라즈마 액츄에이터 모델을 제작하였고 서울대학교 초음속 풍동을 이용하여 초음속 유동 간 플라즈마 액츄에이터로 유동을 교란 가능성을 보기 위한 연구를 수행하였다. 그러나 초음속 유동에서 유동 교란을 관측하기 위해서는 현재 사용하는 트랜지스터와 커패시터 보다 고전력을 사용하거나 40개 이상의 다수의 액츄에이터가 필요하다. 따라서 현재 가용 가능한 재원으로 초음속 유동에서의 유동제어를 실험적으로 검증하기에는 많은 시행착오가 필요하다는 판단이다. 하지만 상대적으로 낮은 동압을 가지는 아음속 유동에서는 가시적인 유동제어효과를 발생시킬 수 있을 것으로 예상된다. 30 m/s의 유동에서 스파크제트 액츄에이터를 NACA0012 익형에 0.1c 지점에 삽입하여 구동 주파수를 각각 1 kHz와 2.5 kHz의 다중 펄스를 사용하여 전산해석을 수행하였다. 1 kHz의 경우 2.5 kHz에 비해 표면 압력 지속으로 효과로 인하여 상대적인 양력이 상승하였으나 항력 또한 같이 상승하는 것이 확인되었고 2.5 kHz의 경우 negative lift 효과가 우세하여 펄스 당 양력이 감소하였고 항력은 증가하였다.

## 목 차

국 문 요 약 .....	iv
목 차 .....	v
그 립 목 차 .....	vii
표 목 차 .....	ix
1. 서 론 .....	1
1.1 플라즈마 액츄에이터 .....	1
1.2 연구 동향 .....	2
1.3 연구 동기 및 목표 .....	2
2. 본 론 .....	4
2.1 실험 개요 .....	4
2.2 스파크제트 액츄에이터 실험 .....	4
2.2.1 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터.....	4
2.2.1.1 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 실험목적 .....	4
2.2.1.2 실험 구성 .....	5
2.2.1.3 이중 펄스 액츄에이터 구성 및 펄스 시퀀스 제어 .....	5
2.2.2 다중 펄스 스파크제트 액츄에이터.....	6
2.2.2.1 실험 구성 .....	6
2.2.2.2 고전압 직류 병렬 In-house 회로 구성 .....	7
2.3 초음속 풍동 실험.....	9
2.3.1 실험 구성 .....	9
2.3.2 초음속 풍동 .....	10
2.3.3 평판 모델 및 스파크제트 액츄에이터 모듈 제작 .....	11
2.4 스파크제트 액츄에이터 실험 결과 .....	13
2.4.1 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 .....	13
2.4.2 다중 펄스 스파크제트 액츄에이터 .....	15
2.4.3 고주파수-고전력 펄스 발생기 제작 .....	17
2.5 초음속 풍동 실험 결과 .....	19
2.5.1 초음속 풍동 유질 테스트 .....	19
2.5.2 압축공기 제트 분사 시험 .....	21
2.5.3 스파크제트 방전 시험 및 전기적 절연 문제 .....	22
2.5.4 실험 결과에 대한 고찰 .....	27
2.6 아음속 유동 간 스파크제트 액츄에이터를 이용한 유동 해석 연구 .....	28
2.6.1 해석 모델 선정 .....	28
2.6.2 격자 수렴성 테스트 및 NACA0012 실험 데이터 검증 .....	28
2.6.3 스파크제트 액츄에이터 실험데이터 검증 .....	31

2.6.4 스파크제트 액츄에이터를 이용한 NACA0012 유동 해석 연구 .....	32
2.6.4.1 개요 .....	32
2.6.4.2 단일 펄스 연구 결과 (case 1) .....	33
2.6.4.2 다중 펄스 연구 결과 (case 2, 3, 4) .....	40
3. 결    론 .....	44
참 고 문 헌 .....	46
영 문 요 약 .....	48
부        록 .....	49

## 그림 목 차

그림 1	플라즈마 액츄에이터 (좌: DBD 액츄에이터, 우: Sparkjet 액츄에이터) .....	1
그림 2	스파크제트 액츄에이터 형상, 작동 사이클 및 솔리덴 이미지 .....	2
그림 3	진공 챔버 내부에 설치된 액츄에이터의 모습 .....	5
그림 4	실험 장비 구성 (좌측부터 전압계, 전류계, 오실로스코프) .....	5
그림 5	이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 구성도 .....	6
그림 6	펄스 제어 시퀀스 .....	6
그림 7	액츄에이터 설치 모습 상부 .....	7
그림 8	회로 구성품 커패시터 및 트랜지스터 .....	7
그림 9	기존 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 회로도 .....	8
그림 10	다중 펄스 스파크제트 회로도 .....	8
그림 11	초음속 풍동 시험부 .....	9
그림 12	풍동에 설치된 시험 모델 .....	9
그림 13	초음속풍동 시험 계측 시스템 개략도 [20] .....	10
그림 14	서울대학교 초음속풍동 운용 개략도 [20] .....	11
그림 15	평판 모델 및 스파크제트 액츄에이터 어셈블리 .....	12
그림 16	스파크제트 액츄에이터 모듈 형상 정보 .....	12
그림 17	펄스 계측 결과 (비정상적인 펄스 $c_1$ , $c_2$ /정상적인 펄스 $p_1$ , $p_2$ ) .....	13
그림 18	실험 모듈 설치 모습 .....	13
그림 19	전극 높이 2 mm일 때, 펄스계측 결과 및 방전 모습 .....	14
그림 20	전극 높이 20 mm일 때, 펄스계측 결과 및 방전 모습 .....	14
그림 21	전극 간극 1 mm 설치 모습 .....	15
그림 22	전극 높이 1 mm일 때, 펄스계측 결과 및 방전 모습 .....	15
그림 23	시간에 따른 전압 및 전류(1x3 액츄에이터) .....	16
그림 24	초고속 카메라 촬영 이미지(1x3 액츄에이터) .....	16
그림 25	시간에 따른 전압 및 전류(2x3 액츄에이터) .....	17
그림 26	초고속 카메라 촬영 이미지(2x3 액츄에이터) .....	17
그림 27	2 layers PCB gerber file .....	18
그림 28	고주파수-고전력 펄스 발생기 .....	18
그림 29	펄스 발생기에 연결된 액츄에이터 예시 .....	19
그림 30	실시간 시험부 마하수 계산 결과 [20] .....	19
그림 31	썰기 모델 솔리덴 결과 .....	20
그림 32	압축 공기 제트 분사 시험 솔리덴 결과 (제트 off) .....	21
그림 33	압축 공기 제트 분사 시험 솔리덴 결과 (제트 on) .....	22
그림 34	초음속 풍동 실험 중 비정상적인 플라즈마 방전 관측 .....	22
그림 35	비정상적인 방전(좌)과 정상적인 방전(우)의 펄스 개형도 .....	23
그림 36	액츄에이터 모듈 설치 및 지지부 ground 접지 .....	23
그림 37	하부 절연 보강 전(좌)과 하부 절연 보강 후(우) .....	24



그림 38	방전 실험 동영상 중 절연 보강 전(좌), 후(우) .....	24
그림 39	전류 펄스 그래프(상), 전압 그래프(하) .....	25
그림 40	스파크제트 액추에이터 플라즈마 방전 시험부 그림 (동영상 캡처) .....	25
그림 41	평판 전반에 대한 솔리덴 결과 (액추에이터 off) .....	26
그림 42	평판 전반에 대한 솔리덴 결과 (액추에이터 on) .....	26
그림 43	액추에이터 모듈 스케일 솔리덴 결과 (좌우 각각 액추에이터 off/on) .....	27
그림 44	c-type 격자 형상 및 경계조건 .....	28
그림 45	익형 주의 격자 확대 사진 .....	29
그림 46	액추에이터 형상과 크기 및 격자 구성 .....	29
그림 47	격자 수 변화에 따른 받음각 3°에서 $C_l$ .....	30
그림 48	받음각의 변화에 따른 $C_l$ 그래프 .....	30
그림 49	$C_l$ 변화에 따른 $C_d$ 그래프 .....	31
그림 50	주입에너지 변화에 따른 최대 제트 속도 .....	32
그림 51	단일 & 이중 스파크제트 액추에이터 구성 .....	33
그림 52	받음각에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프 예시 .....	34
그림 53	받음각 8°에서 시간에 따른 익형 주위의 압력 contour(좌) 및 액추에이터 확대 사진(우) .....	35
그림 54	받음각 8°에서 시간에 따른 익형 주위의 속력 contour(좌) 및 액추에이터 확대 사진(우) .....	36
그림 55	받음각 8°에서 시간에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프 .....	37
그림 56	받음각 8°에서 시간에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프(0 ~ 0.3 ms) .....	38
그림 57	받음각 8°에서 시간에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프(0.7 ~ 0.9 ms) .....	38
그림 58	받음각 8°에서 시간에 압력 contour와 $C_p$ 그래프 .....	39
그림 59	받음각 8°의 5 ms에서 압력 contour 예시(왼쪽부터 case 3, 4) .....	40
그림 60	시간에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프(case 2) .....	41
그림 61	시간에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프(case 3) .....	41
그림 62	시간에 따른 $C_d$ 와 $C_l$ 그래프(case 4) .....	42

## 표 목 차

표 1 켜기 모델에서의 경사충격과 파각 비교 .....	20
표 2 초음속풍동 시험부 자유류 조건 .....	20
표 3 유동 조건 .....	33
표 4 해석 모델 .....	33
표 5 받음각 8°에서 $C_l$ 과 $C_d$ (액츄에이터 off) .....	37
표 6 Case 2와 3의 펄스 당 $C_d$ 증감률(%) .....	41
표 7 Case 2와 3의 펄스 당 $C_l$ 증감률(%) .....	41
표 8 Case 3과 4의 펄스 당 $C_d$ 증감률(%) .....	42
표 9 Case 3과 4의 펄스 당 $C_l$ 증감률(%) .....	43

# 1. 서론

## 1.1. 플라즈마 액추에이터

플라즈마 액추에이터는 능동적인 유동제어를 할 수 있고, 부수적인 기계 장치를 사용하는 것이 아니고 벽면에 매립이 가능하여 소음, 진동에도 다른 방법에 비해 유리하다. 그리고 응답속도가 빠르므로 고속 유동제어에 유리하다.

플라즈마 액추에이터 종류는 다양한 방식이 존재하는데, 그 중 표면방전을 하는 Dielectric Barrier Discharge (DBD) 플라즈마 액추에이터와 내부방전을 하는 스파크제트(Spark Jet) 액추에이터 등이 있다. DBD 액추에이터는 글로우 방전을 통한 비평형 플라즈마를 발생시켜 전기에너지를 유동에 직접 전달시키는 방식을 가지며 벽면과 평행한 방향으로 유동을 발생시킨다. 스파크제트 액추에이터는 아크 방전에 의한 평형 플라즈마를 발생시켜 cavity 내부를 가열/가압하여 orifice를 통해 유동에 수직한 방향으로 유동을 발생시키는 것이 특징이다.

고속 유동에 적용되는 DBD 액추에이터는 표면 가열을 이용하는 방식이기 때문에 그로 인해 손실되는 모멘텀이 증가하게 됨에 따라 요구되는 고속 유동 제어 특성을 구현하는데 한계가 있다. 그에 비해 스파크제트 액추에이터는 아크 방전을 통해 짧은 시간에 높은 에너지를 cavity 내부에서 가열/가압하여 생성된 유동이 고속 제트 모멘텀을 발생시켜 고속 유동의 제어에 보다 유리할 것으로 판단된다. 또한, 고주파수 펄스를 이용하여 연속적 동작이 가능하고 고전력 입력이 가능하여 이에 발생하는 제트의 속도가 수백 m/s 까지 가능하다.

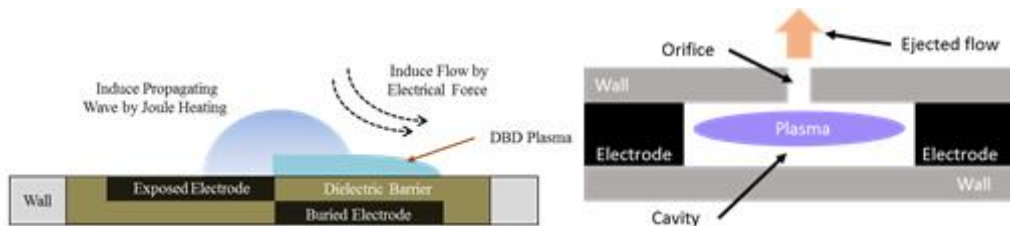


그림 1 플라즈마 액추에이터 (좌: DBD 액추에이터, 우: Sparkjet 액추에이터)

스파크제트 액추에이터는 cavity와 orifice 그리고 한 쌍 이상의 전극으로 구성되고 전극을 통하여 고전압의 펄스를 인가하여 아크 플라즈마 방전을 시켜 cavity 내부는 가열로 인한 압력이 증가한다. 가압, 가열된 내부 공기가 orifice를 통하여 제트 분출하고 그 후 내부 압력 회복을 위한 흡입 사이클을 반복 수

행한다.

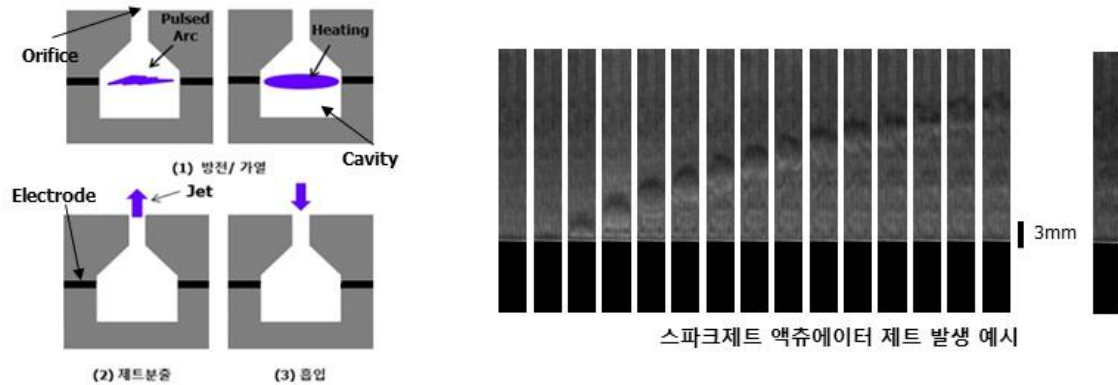


그림 2 스파크제트 액추에이터 형상, 작동 사이클 및 솔리덴 이미지

## 1.2. 연구 동향

스파크제트 액추에이터는 2003년에 Johns Hopkins 연구팀에 의해 처음 제안이 되었고 수백 m/s의 제트를 해냈고 그 후 초음속 유동의 제어를 목표로 연구를 진행하기 시작했다.[1]

2014년 Florida State University의 T. Emerick 외 1명이 마하 1.5의 초음속 유동 내에서  $356 \text{ mm}^3$ 의 액추에이터로 생성된 제트에 의해 경사충격파의 파각을  $5^\circ$  상승 시켰다.[2] 이 때 액추에이터에는 trigger를 설치하여 방전에 도움을 주었거나 refill supply를 설치하여 외기를 주입하여 제트 성능을 향상시켰다. 2015년 ONERA 연구팀이 스파크제트 액추에이터를 이용해 NACA0015 익형에서의 유동 제어에 대한 실험 연구를 진행하였고 이에 항력을 20% 줄였다는 결과가 있다.[3]

2017년 Delft University에서 Haohua Zong 외 1명은 오리피스 출구 형상이 제트 속도에 어떤 영향을 미치는지에 대한 연구를 진행하였다. 오리피스를 round와 slot으로 나누어 실험을 했다. Round 오리피스는 직경이 3 mm, slot 오리피스는 장축 7.3 mm와 단축 1 mm의 크기이다. Slot 오리피스의 경우 round 오리피스 보다 제트 영역이 보다 커 속도 유지에 대한 영향력이 보다 좋았으나 속도 자체는 느렸다.[4] 또한 동년에 Air Force Engineering University의 Zhibo Zhanga 등이 멀티채널 방전을 통한 성능 향상 연구를 진행하였다. Cavity 부피  $2,651 \text{ mm}^3$ 의 액추에이터에 11개의 전극을 설치하여 multi-channel discharge를 실시하였다. 기존 2개의 전극을 이용하는 방전보다 47% 정도 제트 속도가 상승하였다. [5]

## 1.3. 연구 동기 및 목표

현재까지 액추에이터 효율을 향상시키기 위한 많은 연구들이 진행되어 왔다. 그러나 액추에이터 크기가 커지면 전극 사이에 인가해야하는 전압의 크기가 커

저 방전을 시키기 어려워 그 안에 부수적인 trigger를 설치하거나 안에 많은 전극을 설치하는 등 설계 변수가 증가한다. 그래서 전극을 2쌍 이내로 설치하고 액츄에이터를 다중으로 배열을 한다면 보다 효과적인 유동제어가 가능할 것으로 판단된다.

다수의 액츄에이터를 사용하기 위해서는 현재 사용하는 트랜지스터와 커패시터에서 안정적으로 최대로 사용가능한 액츄에이터의 개수를 파악하는 것이 중요하다. 따라서 최적의 트랜지스터, 커패시터의 개수 및 배열에 대한 연구를 진행하였다. 연구를 바탕으로 고전력-고주파수에서 구동 가능한 in-house 회로를 설계하고 다중 펄스 스파크제트 액츄에이터 구동기를 제작한다. 또한, 스파크제트 액츄에이터는 응답속도가 빨라 고속 유동을 제어하는데 유리할 것으로 판단된다. 그러므로 제작된 스파크제트 액츄에이터 구동기를 이용하여 초음속 유동에서 유동제어 가능성을 확인하는 것을 연구 목표로 한다.

## 2. 본 론

### 2.1. 실험 개요

본 연구는 다수의 스파크제트 액추에이터를 고전력-고주파수에서 안정적으로 구동이 가능한 in-house 설계 및 제작을 하여 설계된 스파크제트 액추에이터를 이용해 초음속 유동을 교란 가능성을 확인하는 것을 목적으로 한다. 실험에 사용된 액추에이터는 기계가공이 가능한 알루미늄 세라믹( $Al_2O_3$ )으로 제작하였다. 이는 내부 공동부에 인가하는 고전류, 고전압 그리고 그로 인해 생성되는 고온의 가스를 견디기 용이하다. 펄스의 폭은  $10 \mu s$  이고 주파수는 1 kHz에서 구동을 하여 간헐적으로 뿜어져 나오는 제트를 지속적으로 뿜어져 나올 수 있게 하였다.

다중 펄스 스파크제트 액추에이터 실험은 선행 연구에서 수행된 이중 펄스 스파크제트 액추에이터 실험의 전극을 배열하는 방식이 유사하여 선행 연구를 기반으로 전극 배열 개선 및 현재 트랜지스터, 커패시터의 스펙에서 최대 가용 가능한 액추에이터의 개수를 확인하고 안정적인 구동을 구현하는 실험을 수행하였다. 그리고 초음속 비행 환경 모사를 위해 0.2 기압을 유지한 진공 챔버에 액추에이터 모듈을 설치하여 실험을 수행하였다. 초음속 풍동 실험은 서울대학교 마하3의 유동을 유지 가능한 초음속 풍동을 사용하였다. 실험은 액추에이터를 1 개부터 구동하는 예비 시험을 기준으로 순차적으로 개수를 늘려나갈 계획이며 액추에이터에서 생성되는 제트가 유동에 미치는 영향을 관측하기 위해 Z-type schlieren 기법을 이용하여 초고속 카메라로 유동 이미지를 획득하였으며 평판의 압력 변화와 추력을 측정하기 위한 센서를 설치하였다.

### 2.2. 스파크제트 액추에이터 실험

#### 2.2.1. 이중 펄스 스파크제트 액추에이터 실험

##### 2.2.1.1. 이중 펄스 스파크제트 액추에이터 실험 목적

선행연구에서 수행된 이중 펄스 스파크제트 액추에이터 실험은 한 개의 액추에이터에 두 쌍의 전극을 배치한 형태의 스파크제트에 관한 연구였으나 충분한 연구가 수행되지는 못하였다. 이를 다중 배열 스파크제트 액추에이터로 확장하기 위해서는 기존의 이중 펄스 스파크제트 액추에이터에 대한 추가적인 이해가 필요하다. 따라서 이중 펄스 스파크제트 액추에이터에 대한 실험 연구를 수행하였다.

### 2.2.1.2. 실험 구성

본 실험은 0.2 기압 유지 가능한 진공 챔버에 그림 3과 같이 액추에이터를 진공 챔버 내부에 설치하여 각각의 전극의 전압과 전류 확인하였다. 전류와 전압은 그림 4의 고전압 프로브(Tektronics P6015A)와 전류계(Pearson Current Monitor 2877)를 이용하여 오실로스코프(Lecroy waveRunner 6050)를 통해 신호를 계측하였다.

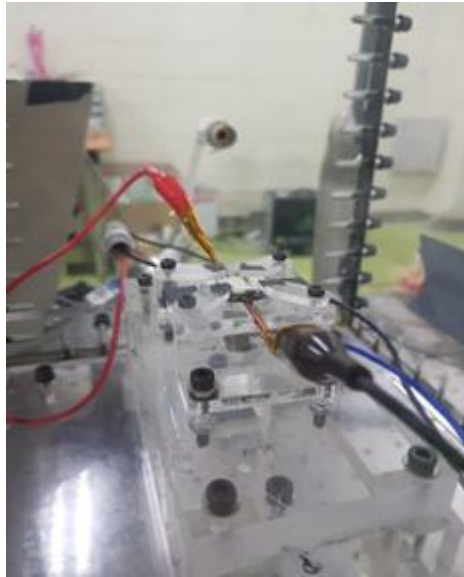


그림 3 진공 챔버 내부에 설치된 액추에이터의 모습



그림 4 실험 장비 구성(좌측부터 전압계, 전류계, 오실로스코프)

### 2.2.1.3. 이중 펄스 액추에이터 구성 및 펄스 시퀀스 제어

액추에이터에 설치된 전극은 그림 5와 같이 cavity 바닥으로부터 각각 1, 3 mm에 위치한다. 주입에너지는 그림 6과 같이 전극별로 각각  $5 \mu\text{s}$  동안 동일한 양의 에너지를 주입하고 시간 간격( $\delta t$ )을  $-2, 2, 4 \mu\text{s}$ 로 조절하였다. 방전 순서는 상부 전극에서 하부 전극 순으로 방전하는 downstroke 방전과 하부 전극

에서 상부 전극 순으로 방전하는 upstroke 방전으로 구분하여 실험을 수행하였다.

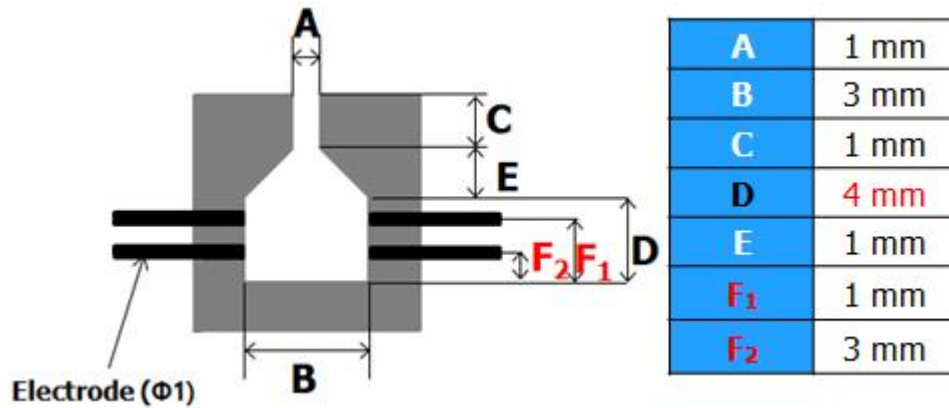


그림 5 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 구성도

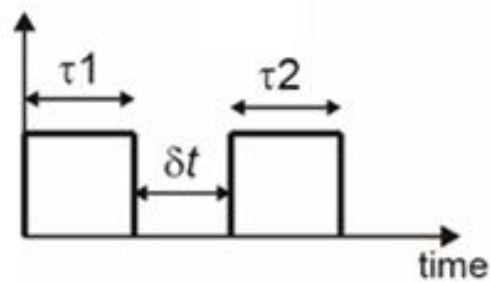


그림 6 펄스 제어 시퀀스

## 2.2.2. 다중 펄스 스파크제트 액츄에이터

### 2.2.2.1. 실험 구성

본 실험은 0.2 기압을 유지하는 진공 챔버에 그림 7과 같이 스파크제트 액츄에이터 모듈을 진공 챔버 내부에 최대 10개의 액츄에이터를 구동할 수 있도록 액츄에이터 모듈을 설치하였다. 챔버 상부에 초고속 카메라(Photron fastcam SA3)를 설치하여 수  $\mu s$ 의 방전이 발생하는 순간의 이미지를 획득할 수 있도록 하였다. 펄스 주파수가 1 kHz로 구동 될 때, 초고속 이미지 관측과 전류 신호가 안정적으로 관측 될 때까지 전압을 충분히 높여주었다. 전류는 각 액츄에이터에 흐르는 전류가 1.5~1.7 A 수준이 되게 ballast 저항을 조절하여 에너지를 공급하였다.



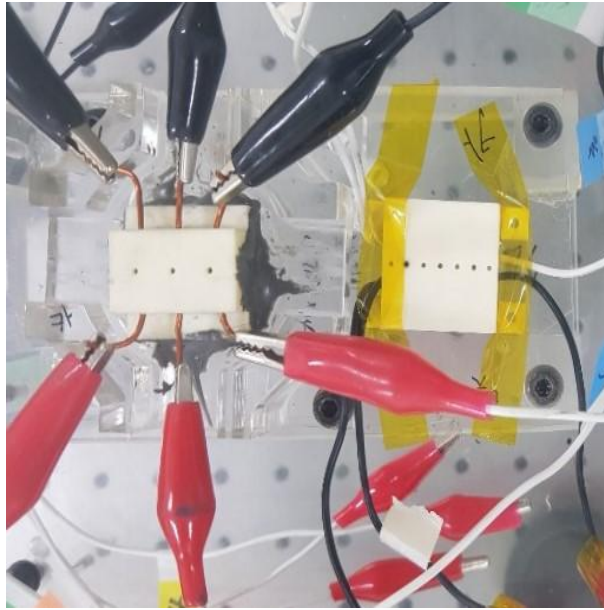


그림 7 액츄에이터 설치 모습 상부

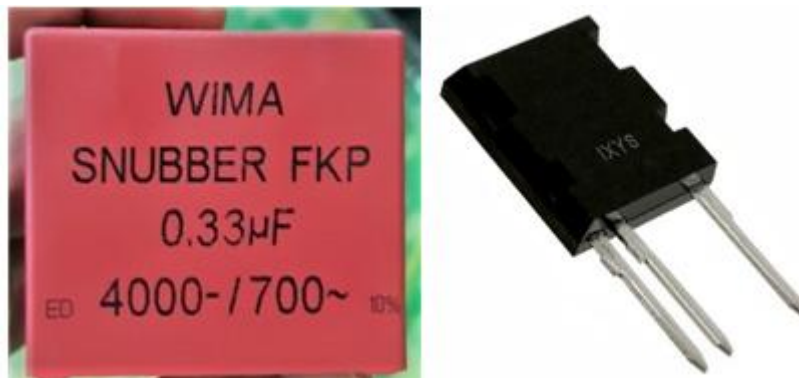


그림 8 회로 구성품 커패시터 및 트랜지스터

#### 2.2.2.2. 고전압 직류 병렬 In-house 회로 구성

기존에 사용된 회로는 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 실험에 사용된 회로이며 그림 9와 같이 액츄에이터 1개당 트랜지스터와 커패시터가 각각 1개씩 구성되어있다. 이는 트랜지스터가 감당하는 전력량을 줄이고, 1개의 커패시터로 1개의 액츄에이터를 감당하게 하여 고전력의 방전을 안정적으로 구동이 가능하게 하기 위해서였다. 그러나 다수의 액츄에이터를 구동하기 위해서는 그림 10과 같이 1개의 커패시터와 트랜지스터가 다수의 액츄에이터를 구동할 수 있어야한다. 이에 본 연구에서 커패시터에 허용 가능한 액츄에이터의 개수( $n$ )를 알아야 하고 각각의 액츄에이터에 1.5~1.7 A의 전류가 흐를 때, 트랜지스터가 감당할 수 있는 액츄에이터의 최대 개수( $N$ )를 확인하여 구동 가능한 액츄에이터의 총 개수( $N \times n$ )를 선정하여야한다.  $n$ 개의 스파크제트 액츄에이터 배열 군의 수( $N$ )를 늘리며 최대 몇 개의 군( $N$ )을 가용 가능한지에 대한 실험을 진행하였다.

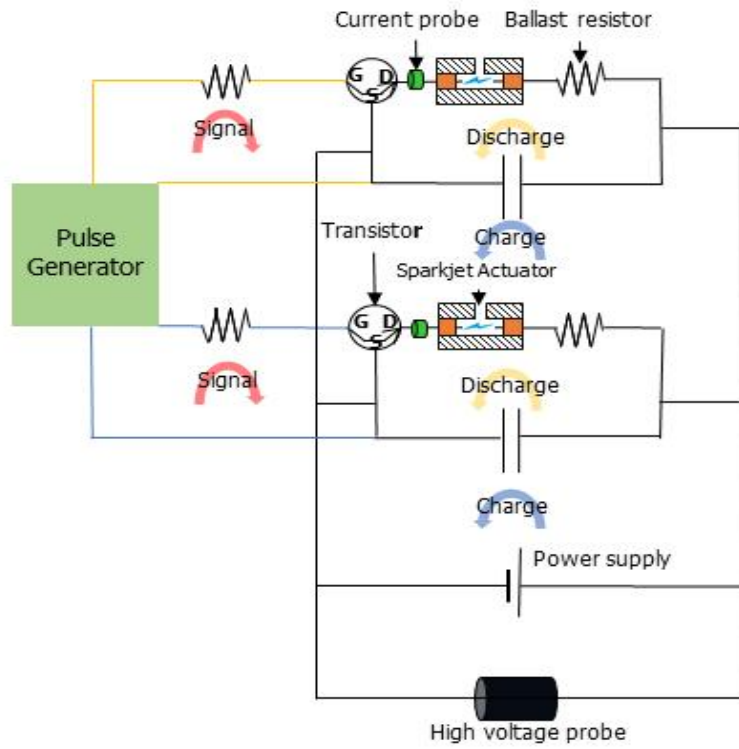


그림 9 기존 이중 펄스 스파크제트 액츄에이터 회로도

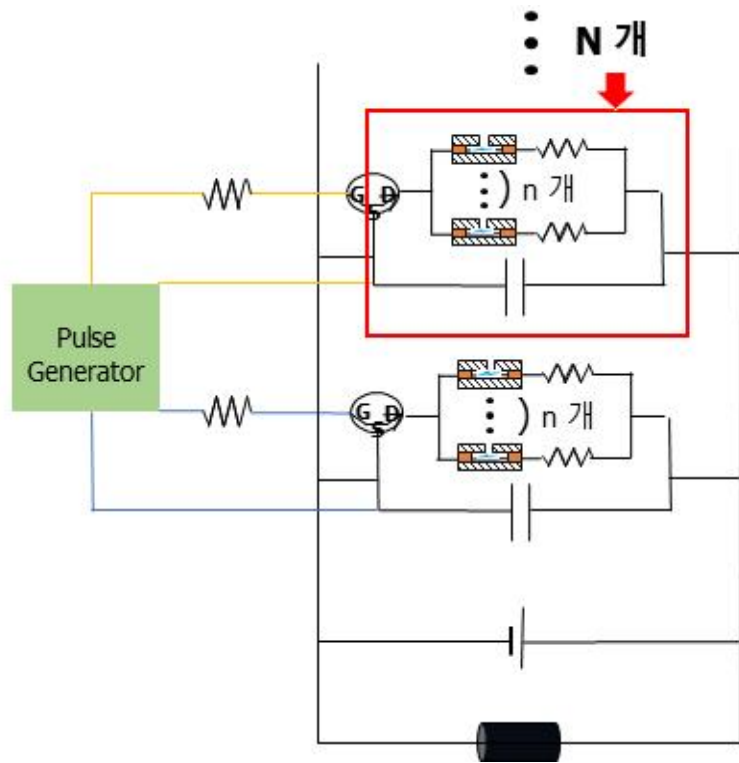


그림 10 다중 펄스 스파크제트 회로도

## 2.3. 초음속 풍동실험

### 2.3.1. 실험구성

그림 11은 초음속풍동 시험부의 모습이다. 초음속풍동 시험부에 평판 모델 및 평판 모델에 결합된 스파크제트 액추에이터 모듈이 위치한다. 평판 모델은 스팅을 통해 마운트 시스템에 고정된다. 시험부는 유동 가시화를 위해 지름 200 mm의 광학창이 존재한다. 풍동 내부로 전선(6 EA) 및 압력측정을 위한 튜브(14 EA)가 설치되었고, 그림 12와 같이 전선 및 튜브는 풍동 시험 시 파손을 방지하기 위해 테이핑 하였다.

그림 13은 초음속풍동 시험의 계측 시스템 개략도이다. 풍동 운용에 필요한 안정실 압력 및 온도, 시험부 압력을 계측하고, 평판에서 유동 방향을 따라 압력을 계측하게 된다. 계측된 압력 시그널은 DAQ를 거쳐 데이터로 변환된 뒤 컴퓨터를 통해 실시간 저장된다. 스파크제트로 인한 유동 교란 가시화를 위해 솔리렌 기법이 사용되었고, 솔리렌 결과가 CCD 카메라를 통해 저장된다.

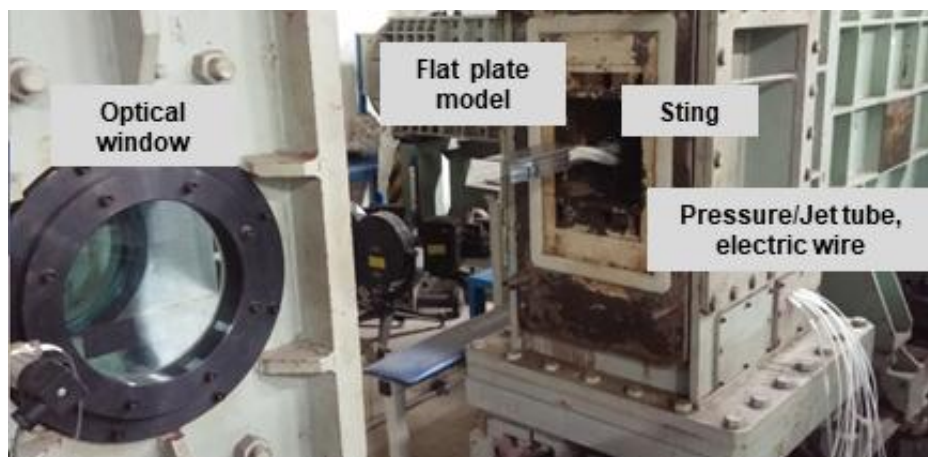


그림 11 초음속풍동 시험부



그림 12 풍동에 설치된 시험 모델

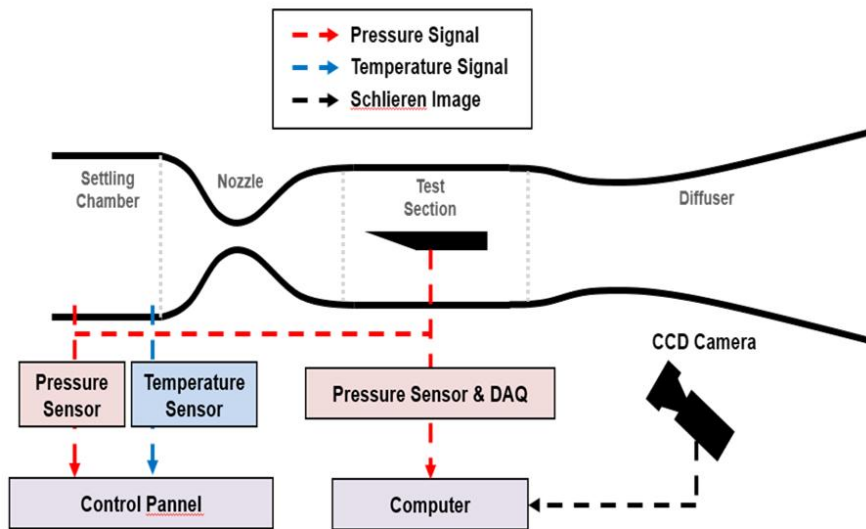


그림 13 초음속풍동 시험 계측 시스템 개략도 [20]

안정실 및 시험부의 압력계측을 위한 압력 센서는 WTR01 Industrial Pressure Transmitter 로 압력 측정 범위는 4 MPa, 정확도는 0.5 % FS 이다. 평판의 표면 압력 계측을 위한 압력 계측 시스템은 NetScanner System 9116으로 압력 측정범위 100 psi의 8채널과 45 psi 8채널로 구성되어있다. 정확도는 0.05 % FS이다. 슈리렌 시스템은 200 mm의 반사경을 사용하는 Z-type 슈리렌 시스템으로 초음속풍동 광학창 (직경 200 mm) 전반에 대해 유동가시화가 가능하다. CCD 카메라는 최대 해상도(1280x800)에 대해 1630 pps(pictures per second), 최저 해상도(64x8)에 대해 400,000 pps까지 포착이 가능하다. 민감도는 16,000 T mono, 2,000 T color이다. 렌즈의 경우 Nikon 105 mm와 탐론 줌렌즈 18-400mm 가 구비되어 있다. 니콘렌즈의 경우 시험부 전반의 유동가시화에 사용되고, 탐론 렌즈의 경우 시험부 일부분을 확대하여 계측하기 위해 사용된다.

### 2.3.2. 초음속 풍동

본 연구에 사용된 초음속풍동은 1980년대 일본의 Kanomax 사에서 설계 및 제작하였으며 간헐적 불어내기 식(intermittent blowdown type) 타입이다. 시험부 크기는 200 mm(H) X 200 mm(W) 이며 노즐 교환을 통해 마하수 2.0, 3.0, 3.8의 유동 모사가 가능하다. 저기조 탱크(reservoir tank)의 최대 용량은 33 atm으로, 마하 3 유동을 기준으로 20 atm 압축 시 약 10~15초 동안 실험 수행이 가능하다. 그림 14와 같이 컨트롤패널(control panel)을 중심으로 압축, 밸브 조절, 시험부 모델의 AOA, 제습장치 구동 등 풍동 전반에 대한 제어가 가

능하다. 풍동 운용 시 필요한 저기조 탱크, 안정실(chamber), 시험부(test section)의 압력 값은 각 파트에 설치된 압력센서를 통해 계측되고 컨트롤패널에 표시된다.

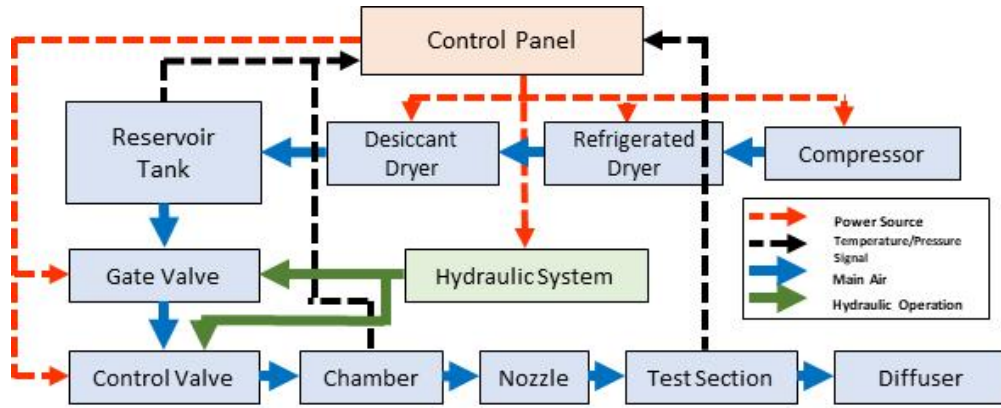


그림 14 서울대학교 초음속풍동 운용 개략도 [20]

### 2.3.3. 평판 모델 및 스파크제트 액츄에이터 모듈 제작

초음속 유동에서 스파크제트의 유동교란 가능성 판단을 위한 시험을 위해 평판 모델 및 평판에 결합될 스파크제트 액츄에이터 모듈을 설계, 제작하였다. 평판 모델에는 중앙 부분에 스파크제트 액츄에이터 모듈 설치를 위한 24 mm X 24 mm의 사각형 구멍이 뚫려 있다. 그림 15와 같이 이 사각형 구멍에 스파크제트 액츄에이터 모듈과 예비 시험 차원에서 수행될 압축 공기 분사 모듈이 탈부착 가능한 형태로 각 시험 수행 시 모듈의 교체 및 수정을 용이하게 하였다. 평판 앞전에서 100 mm 후류에 모듈의 중앙이 위치하게 설계되었고, 모듈의 경우 스파크제트 액츄에이터 모듈 2개(유동방향/수직방향 배열), 압축공기 분사 모듈 1개를 제작하였다.

스파크제트 액츄에이터 모듈은 절연을 위해 소결 처리한 세라믹으로 제작하였다. 모듈은 각각 3개의 유동방향/수직방향으로 배열된 스파크제트 액츄에이터 cavity로 구성되어 있으며, 그 사이에는 압력측정을 위한 압력 탭이 위치하고 있다. Cavity의 형태는 그림 16과 같고, 출구 오리피스 직경은 1 mm, cavity 부피는 23.5 mm<sup>3</sup> 이다. 스파크제트 액츄에이터 모듈에 전극, 전선, 압력 탭을 조립하여 평판에 설치할 스파크제트 액츄에이터 모듈을 완성하였다. 압축공기 분사 모듈의 경우 스파크제트 액츄에이터 대신 압축 공기를 공급할 튜브가 오리피스에 연결되어 있으며, 스파크제트 액츄에이터와 오리피스 직경, 수축부의 형상이 동일하다. 스파크제트 액츄에이터보다 비교적 시험이 간단한 압축공기 분사 시험을 통해 2차 제트에 의한 교란 가능성을 예비적 차원에서 판단하고자 하였다.



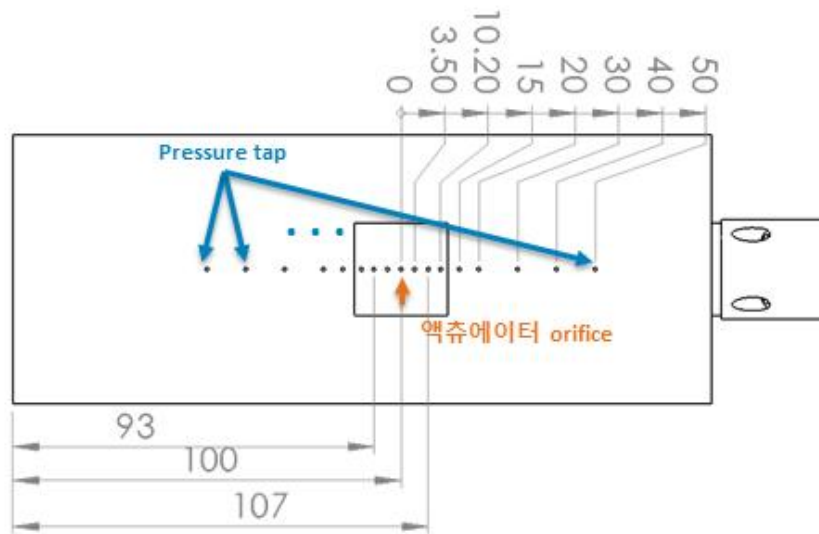


그림 15 평판 모델 및 스파크제트 액츄에이터 어셈블리

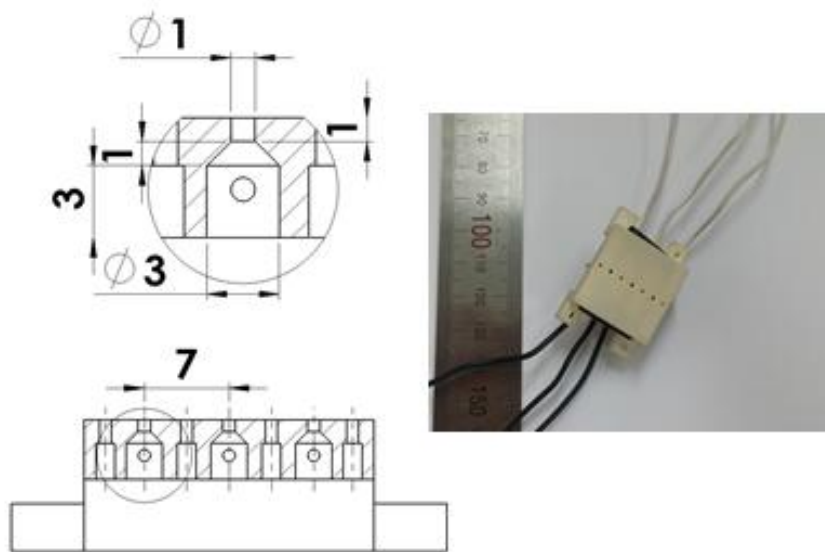


그림 16 스파크제트 액츄에이터 모듈 형상 정보

## 2.4. 스파크제트 액추에이터 실험 결과

### 2.4.1. 이중 펄스 스파크제트 액추에이터

이중 펄스 실험 중 펄스를 겹쳐 실험하였을 때 비정상적인 펄스를 발견하였다. 그림 17과 같이 입력 전류 4 A의 펄스를 각각  $5 \mu\text{s}$  동안 주입하였으나 펄스 겹쳐짐이 보이지 않고 전류가 8 A를 상회하였다.

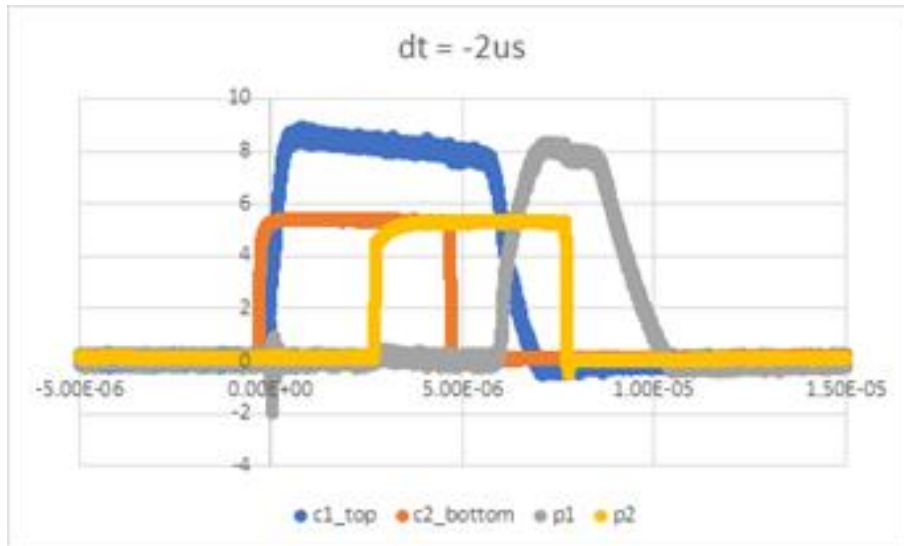


그림 17 펄스 계측 결과 (비정상적인펄스 c1, c2/정상적인펄스 p1, p2)

실험 중 cavity 내부 방전에 문제가 있다고 판단되어 전극을 외부에 설치하여 방전 실험을 진행하였다. 그림 18과 같이 전극 간격을 cavity와 동일하게 그리고 10배의 간격으로 실험 모듈을 구성하였다. 방전은 downstroke 방전을 시행하였다.



그림 18 실험 모듈 및 설치 모습

그림 19와 같이 전극 간격이 2 mm인 경우 각 전극에 방전에 간섭이 발생함을 볼 수 있었다. 또한, 이중 펄스 실험과 마찬가지로 전류 간섭으로 인한 비정

상적인 펄스가 계측되었다. 그러나 그림 20과 같이 전극 높이 간격이 방전 전압에 못 미치는 범위를 넘으면 서로 간섭이 없음을 볼 수 있다.

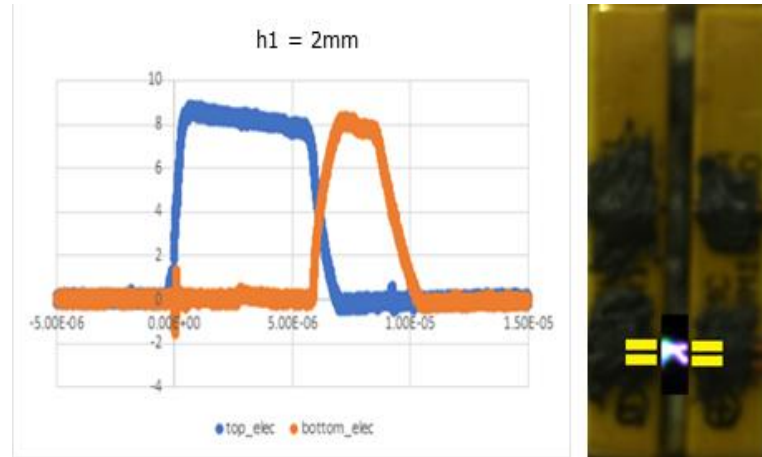


그림 19 전극 높이 2 mm일 때, 펄스계측 결과 및 방전 모습

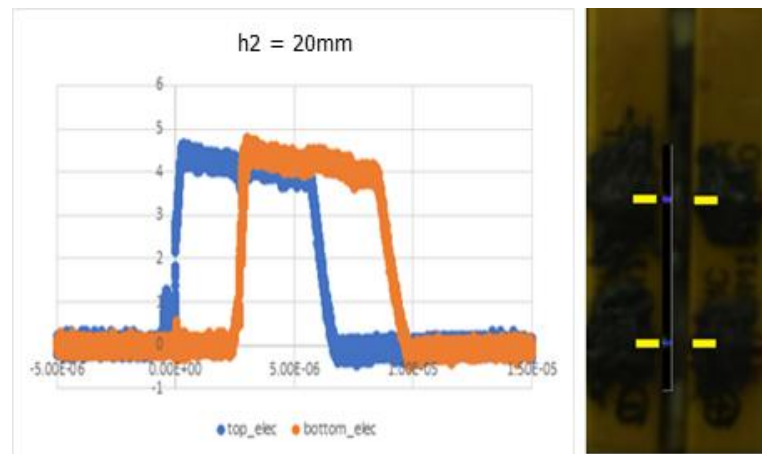


그림 20 전극 높이 20 mm일 때, 펄스계측 결과 및 방전 모습

전극 높이 간격보다 간극을 더 가깝게 하면 방전 간섭이 일어나지 않을까하여 그림 21과 같이 간극을 1 mm 이하로 설치하여 다시 실험을 하였다. 그러나 전극 간극을 줄여보아도 그림 22의 결과와 같이 개선되지 않음을 확인할 수 있었다.



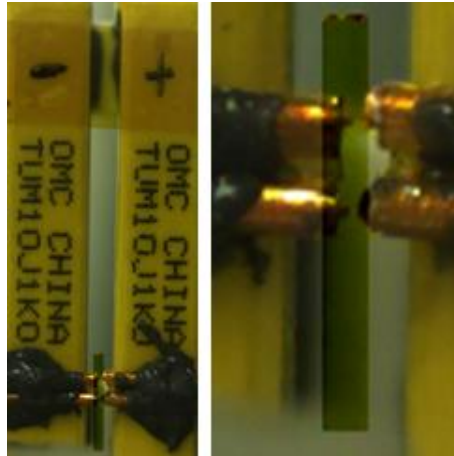


그림 21 전극 간극 1 mm 설치 모습

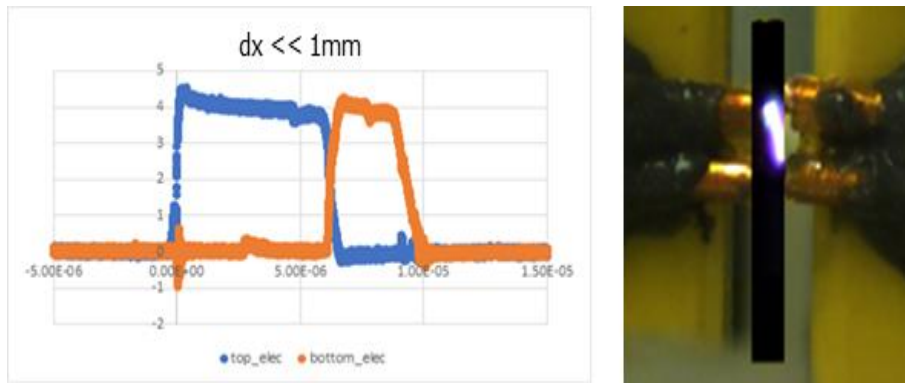


그림 22 전극 간극 1 mm일 때, 펄스 계측 결과 및 방전 모습

그러므로 독립적인 두 개의 스파크 방전을 하나의 cavity 내부에서 겹쳐서 발생시키는 것은 실험적으로 구현이 어렵다. 그러므로 스파크제트 액추에이터를 다중 배열로 구성하여 유동제어 효과를 향상시키기 위한 연구를 수행하기로 하였다.

#### 2.4.2. 다중 펄스 스파크제트 액추에이터

액추에이터를 기존 1개에서 추가로 1개씩 늘여가며 각각의 전류와 전체 전압을 측정하였다. 1개의 단일 액추에이터를 구동할 때는 2.5 kV의 전압에서 액추에이터가 1 kHz의 펄스 주파수에서 안정적인 구동이 가능했다. 여기에 추가로 액추에이터가 1개씩 증가할 때마다 약 0.3~0.4 kV의 전압이 더 요구되는 것으로 확인되었다.

아래의 그림 23은 액추에이터를 1열로 3개 구동하였을 때 전압과 전류를 측정한 데이터를 보여주는 그래프이다. 전류의 경우 1, 2, 3번 액추에이터의 전류가 동일하기에 1개의 그래프로 대체하였다. 액추에이터를 3개 병렬 연결하는 경우에는 총 전압이 3.2 kV이 필요하고, 이때 트랜지스터에 가해지는 총 전류량이

4.5~5 A 수준의 전류량이 가해진다. 트랜지스터 IXTL2N450의 연속 드레인 전류가 2A 이고 약 2.25 ~ 2.5배의 전류를 감당하게 된다. 물론 펄스를 통해 전류를 조절하기 때문에 연속적인 전류가 흐르는 것은 아니지만 4개 이상의 액츄에이터를 실험하기에는 무리가 있다고 판단되었다. 그래서 전류를 mA 단위로 낮추어 실험을 진행하기도 해보았으나 전류계에서 오실로스코프로 관측을 할 때 심한 노이즈가 발생하였고, 또 안정적인 방전이 이루어지지 않아 이런 상황을 방지하고자 1~2A 수준의 전류에서 실험을 진행하였다.

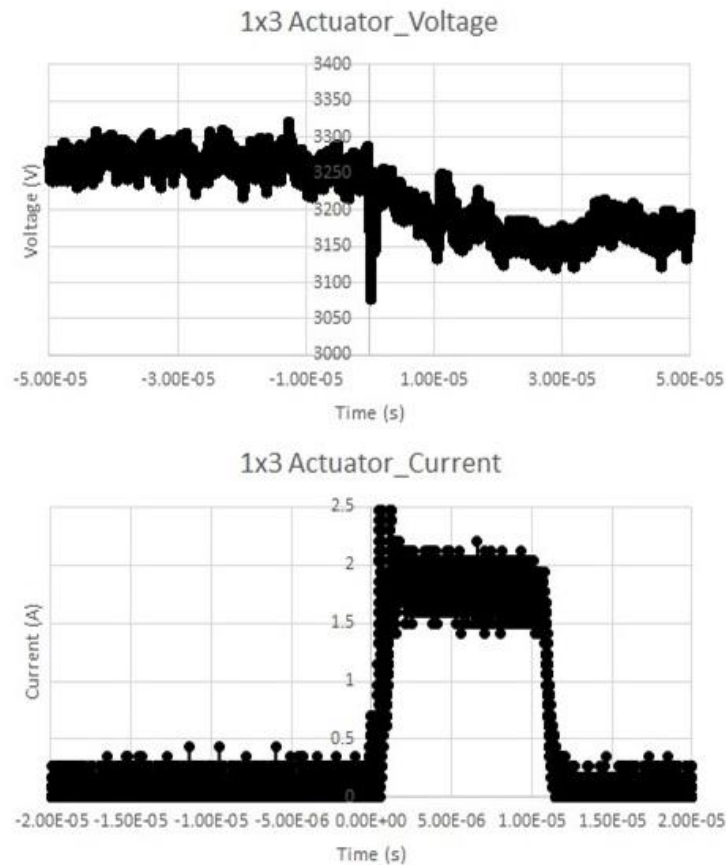


그림 23 시간에 따른 전압 및 전류(1x3 액츄에이터)

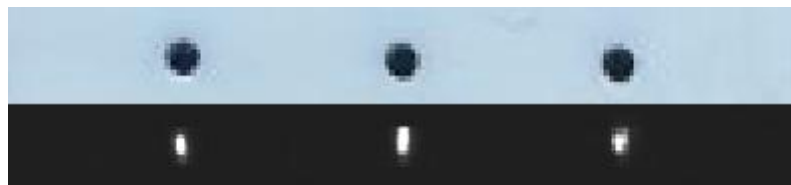


그림 24 초고속 카메라 촬영 이미지(1x3 액츄에이터)

아래 그림 25는 1x3 액츄에이터를 1개의 군으로 묶어 총 6개의 액츄에이터로 구성된 2x3 액츄에이터의 전류와 전압을 측정한 그래프이다. 1개의 군을 실

힘 하였을 때는 펄스 발생 시 그림 23과 같이 3.2 kV에서 3.07 kV의 전압 강하가 나타났다. 동일한 전압에서 2개의 군에 펄스를 인가했을 때는 요구 전압의 상승으로 인하여 액추에이터가 안정적인 방전을 이루지 못하였고 전압을 3.6 kV로 증가시켰을 때 비로소 안정이 되는 모습을 확인할 수 있었다.

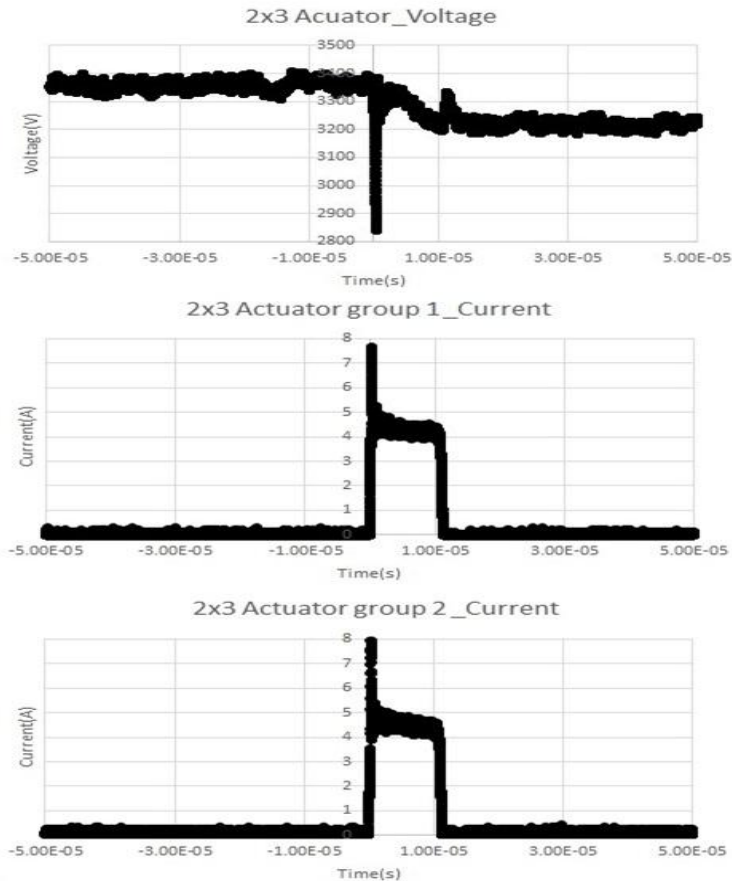


그림 25 시간에 따른 전압 및 전류(2x3 액추에이터)

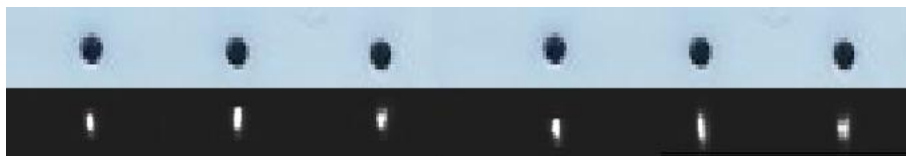


그림 26 초고속 카메라 촬영 이미지(2x3 액추에이터)

#### 2.4.3. 고주파수-고전력 펄스발생기 제작

현재 수준에서 고주파수-고전력에서 구동 가능한 액추에이터는 2x3 배열로 총 6개가 가능하다. PCB를 구성하는 데 필요한 제원은 WIMA 커패시터 2개, 트랜지스터 2개, Ballast 저항 6개, 스파크제트 액추에이터 양극 및 음극 연결단자 각 6개, 펄스발생기 연결단자 4개, 파워 서플라이 연결단자 2개로 구성되어

있다.

그림 27과 같이 PCB의 크기는 200 mm x 200 mm이고 2 layers로 구성되어 있으며 layer의 수를 늘리면 복잡한 회로도 간단히 구성 가능하므로 PCB를 통한 회로제작을 하였다.

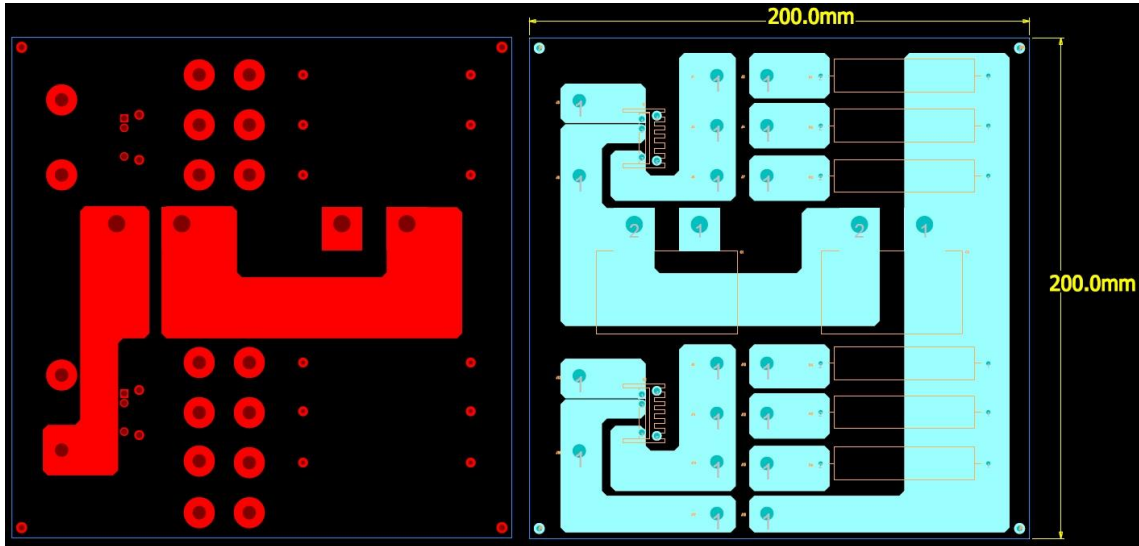


그림 27 2 layers PCB gerber file

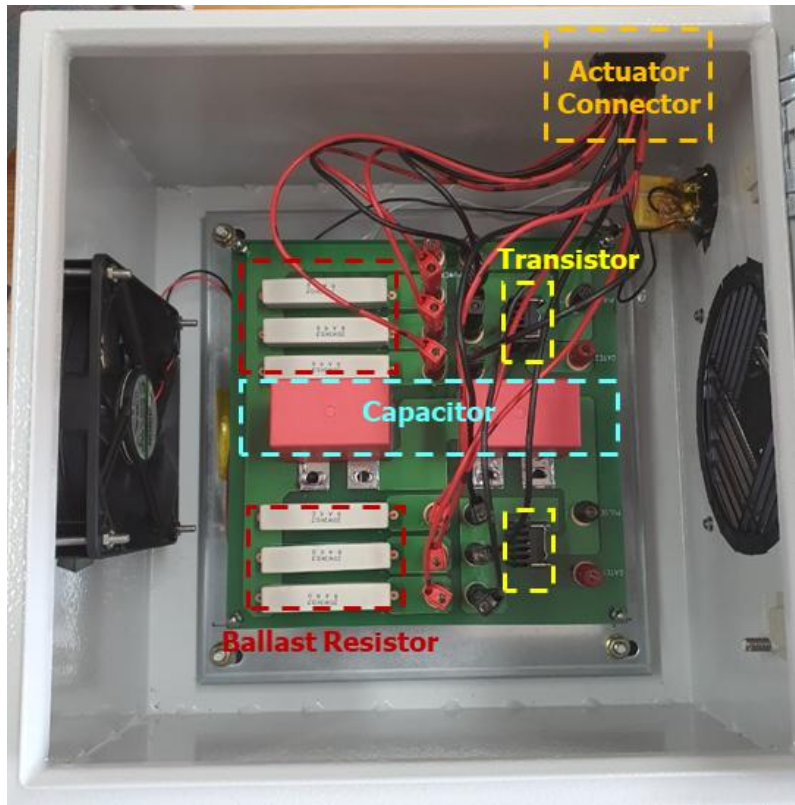


그림 28 고주파수-고전력 펄스발생기



그림 29 펄스발생기에 연결된 액츄에이터 예시

## 2.5. 초음속 풍동 실험 결과

### 2.5.1. 초음속 풍동 유질 테스트

본 실험 연구에서는 자유류 마하수 3인 조건에서 스파크제트 분사 시험을 수행하였다. 제트 분사에 앞서 시험부에 안정적으로 마하 3 유동이 발생하는지 여부를 확인하였다. 실시간 계측된 챔버 압력 및 시험부 압력 측정을 통해 시험부 마하수를 계산하였다. 계산은 식 (1)과 같이 등엔트로피 관계식을 사용하였다.  $p_0$ 는 챔버 압력,  $p$ 는 시험부 압력이고  $\gamma$  비열비이다. 비열비는 1.4로 계산하였다. 계산된 마하수에 대한 결과는 그림 30과 같다. 마하 3 유동이 10초 이상 시험에 충분한 수준으로 유지되는 것을 확인할 수 있다.

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

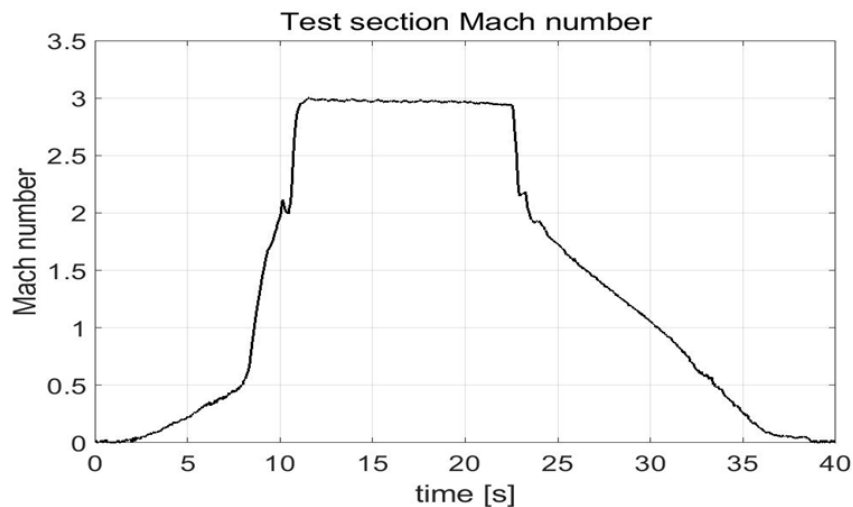


그림 30 실시간 시험부 마하수 계산 결과 [20]

압력 계측을 통한 마하수 계산과 더불어 시험부에 썰기형 시험 모델을 위치시키고 마하 3 유동에서 충격파 파각을 계측함으로써 시험부 마하수를 확인하였다. 그림 31은 썰기 반각이 18 도인 시험 모델의 마하 3 유동에서의 솔리덴 결과이다. 충격파 파각에 대한 이론 값과 계측 값은 표 1에 나타나 있으며, 두 값이 약 1.1%의 오차로 비교적 정확하게 일치하였다.

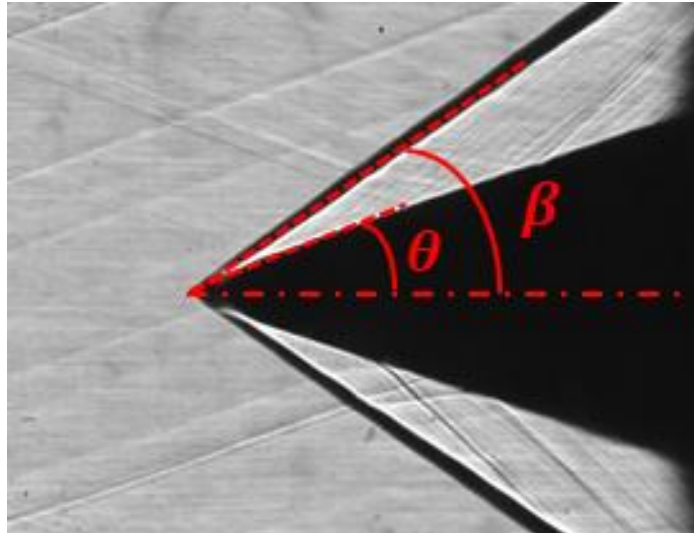


그림 31 썰기 모델 솔리덴 결과

표 1 썰기 모델에서의 경사충격파 파각 비교

충격파 파각 $\beta$ (시험 결과 )	35.9 °
충격파 파각 $\beta$ (이론값 )	35.5 °
오차	1.1 %

측정된 압력 값 및 솔리덴 유동 가시화를 통해 시험부에서의 유동 조건을 계측하였고, 마하수 3 유동이 안정적으로 발생하는 것을 확인하였다. 자유류 정압력, 마하수, 단위 레이놀즈수가 측정 및 계산되었으며, 그 값은 표 2와 같다. 정압력은 17,000~20,000 Pa 수준이며, 마하수는 3.0, 단위 레이놀즈수는  $4.5 \sim 5.0 \times 10^7$  수준이다.

표 2 초음속풍동 시험부 자유류 조건

자유류 정압력 (Pa)	17000 ~ 20000
자유류 마하수	3.0
레이놀즈수 (Re/m)	$4.5 \sim 5 \times [10]^7$



### 2.5.2. 압축공기 제트 분사 시험

스파크제트 액추에이터를 통한 유동교란 시험에 앞서 압축 공기 분사시험을 수행하였다. 압축 공기 분사 모듈의 경우 스파크제트 액추에이터와 오리피스 직경, 수축부의 형상이 동일하다. 스파크제트 액추에이터보다 비교적 시험이 간단한 압축공기 분사 시험을 통해 2차 제트에 의한 교란 가능성을 예비적 차원에서 판단하고자 하였다. 압축공기는 질소 80%, 산소 20%의 혼합가스를 사용하였다.

압축 공기 분사를 통해 유동 교란을 발생시킬 수 있는 제트의 최소 전압력을 확인하였다. 유동 교란이 발생 가능한 최소 전압력은 111,500 Pa이고, 풍동의 자유류 압력 17,000~20,000 Pa이기 때문에 출구 orifice에서 질식된 상태라고 가정할 수 있다. 질식을 가정하여 제트 전압력으로 역산한 추력은 0.095 N이다. 그림 32와 33은 제트 분사 on/off 상태일 때 솔리덴 결과이다. 제트 분사 모듈은 흰색 선으로 표시되어 있다. 그림에서 제트 분사 모듈과 평판 모델의 이음새 부분에서 약한 경사 충격파가 발생하는 것을 확인할 수 있고, 제트로 인한 유동 교란은 평판 가까이에 비교적 높은 파각을 가지며 충격파를 발생시키며, 후류로 갈수록 파각이 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 강도의 경우 이음새에 의한 것보다 작거나 같은 수준인 것을 확인할 수 있다.

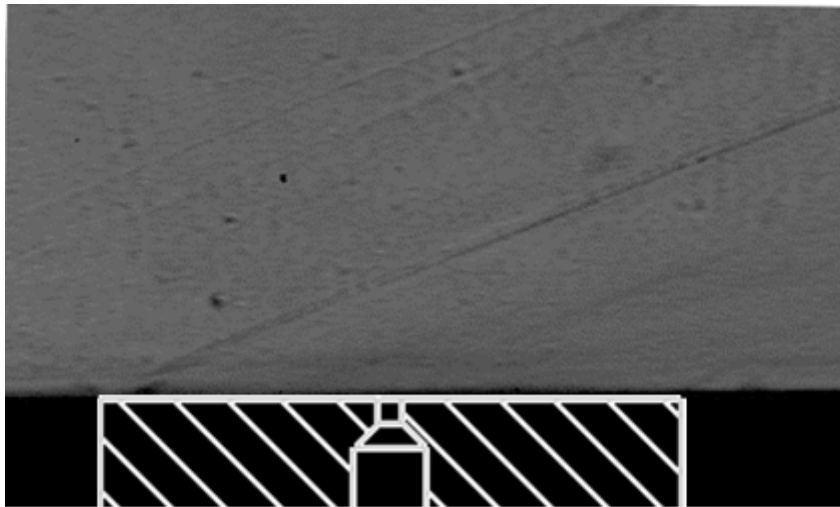


그림 32 압축 공기 제트 분사 시험 솔리덴 결과 (제트 off) [20]

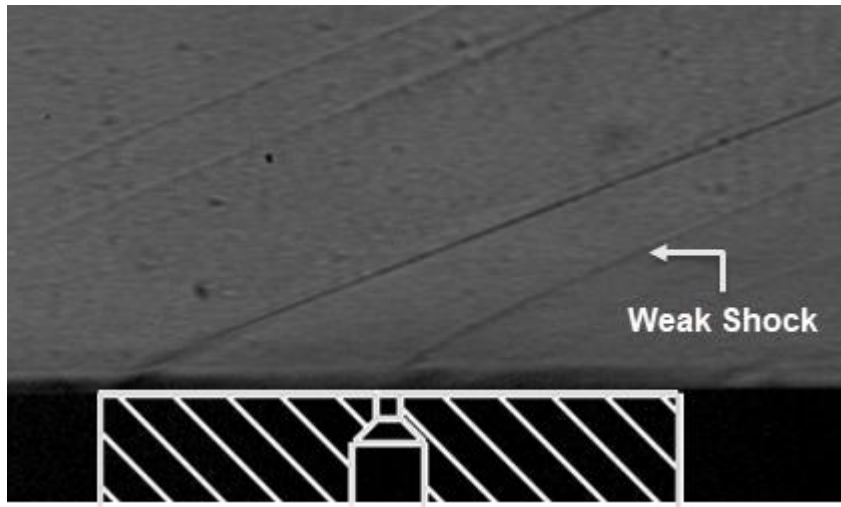


그림 33 압축 공기 제트 분사 시험 슐리렌 결과 (제트 on) [20]

### 2.5.3. 스파크제트 방전 시험 및 전기적 절연 문제

초음속 풍동실험 중 그림 34와 같이 비정상적인 플라즈마 방전이 관측되었다. 이에 펄스 신호 확인 결과 그림 35의 왼쪽과 같이 300 kHz 수준의 노이즈가 발생하였음을 확인하였다. 이는 Mosfet 트랜지스터가 bypass되어 전류의 누수가 발생된 것으로 분석되었다. 그리하여 고전압 전극과 풍동 간의 전기적 절연 문제 해결이 필요하였고 초음속 풍동의 운전 시간 제약에 따라서 분석 시험 환경에 변화가 필요하였다.



그림 34 초음속 풍동 실험 중 비정상적인 플라즈마 방전 관측



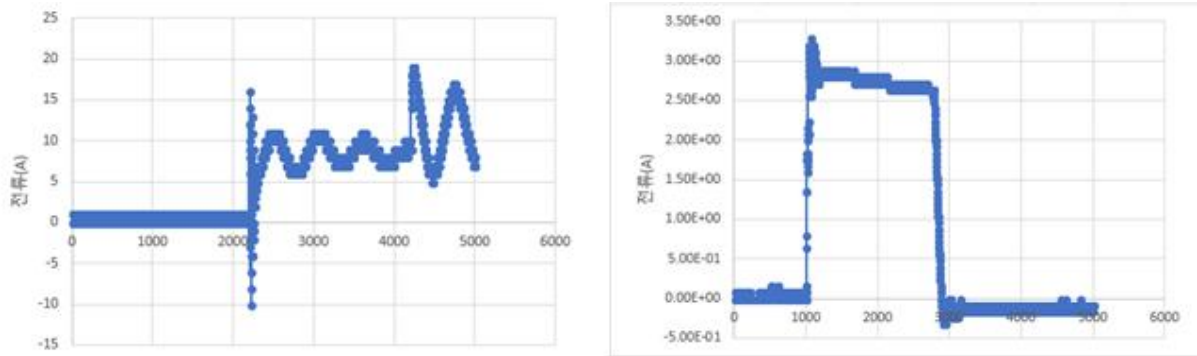


그림 35 비정상적인 방전(좌)과 정상적인 방전(우)의 펄스 개형도

초음속 풍동과 같은 환경을 모사하기 위해 아크릴 진공 챔버 안을 0.2기압으로 맞추고 모듈 지지부 하단을 그림 36과 같이 ground로 설정하였다. 그 후 그림 37과 같이 액츄에이터 모듈 하부에 절연을 보강을 진행 하였고 그 후 방전 실험을 진행하였다. 동영상을 이용하여 모듈 하부의 모습을 촬영하였고 절연 보강 전에 확인 되던 비정상적인 방전을 그림 38과 같이 제거할 수 있었다.

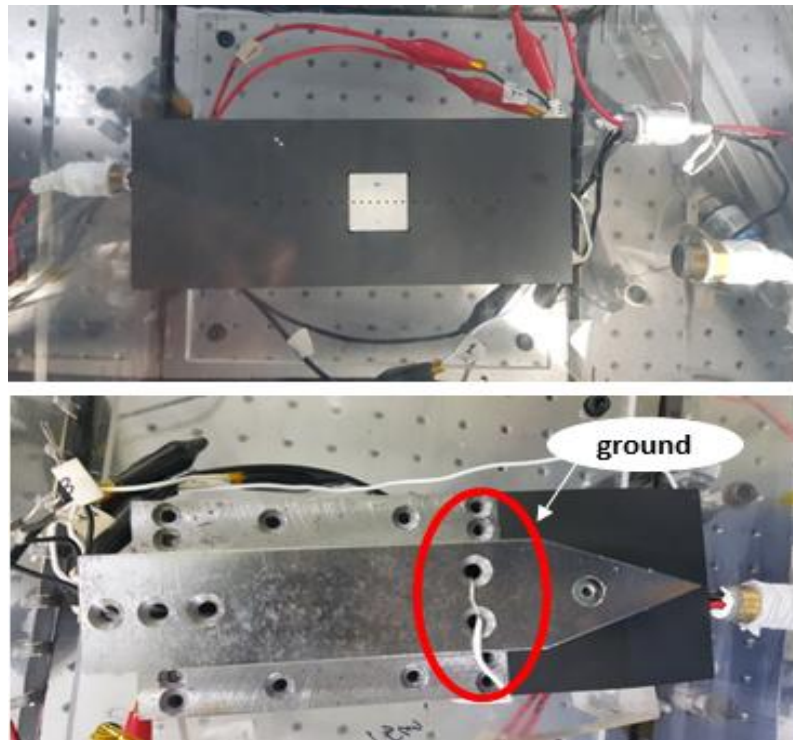


그림 36 액츄에이터 모듈 설치 및 지지부 ground 접지

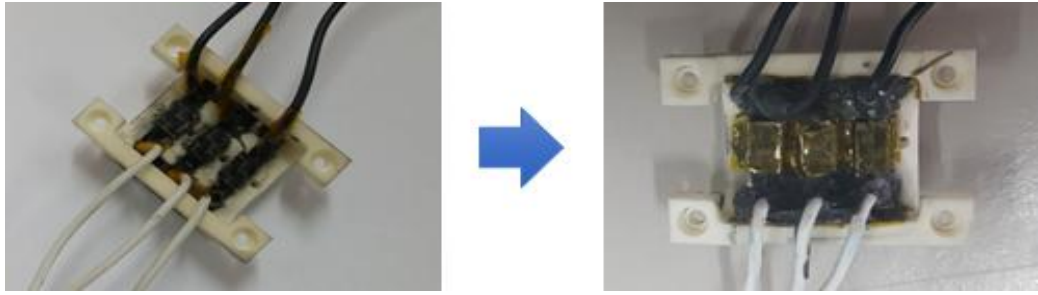


그림 37 하부 절연 보강 전(좌)과 하부 절연 보강 후(우)



그림 38 방전 실험 동영상 중 절연 보강 전(좌), 후(우)

전기적 절연 문제 해결 후 구성된 회로를 통해 스파크제트 액추에이터에 에너지를 주입하였다. 전압계 및 전류계를 통해 회로의 전압 및 전류를 계측하였으며, 원하는 파형이 성공적으로 발생함을 확인할 수 있었다. 하나의 사이클에 대해 그림 39와 같은 파형을 가지고 에너지가 공급되며, 1 kHz의 주파수로 사이클을 반복하였다. 전류의 경우 평균 3 A의 크기로 10  $\mu$ s 동안 지속되며, 전압의 경우 2.25 kV 정도로 유지되다 전류가 흐르게 되면 2.15 kV 정도로 떨어지는 것을 확인할 수 있다. 사이클 당 줄 가열 에너지는 66 mJ이며, cavity에 주입되는 에너지의 경우 4 % 효율을 가정했을 때 2.64 mJ 이다.

전류 및 전압 계측 외에도 그림 40과 같이 동영상 촬영을 통해 cavity 내에서 스파크 발생을 확인하였다. Cavity 외부에서 전류가 흐르는 절연과피나 불규칙적이고 불안정한 스파크와 같은 문제 발생 여부를 확인하였다. 초음속 유동에서도 스파크가 안정적으로 발생하는 것을 확인하였다.

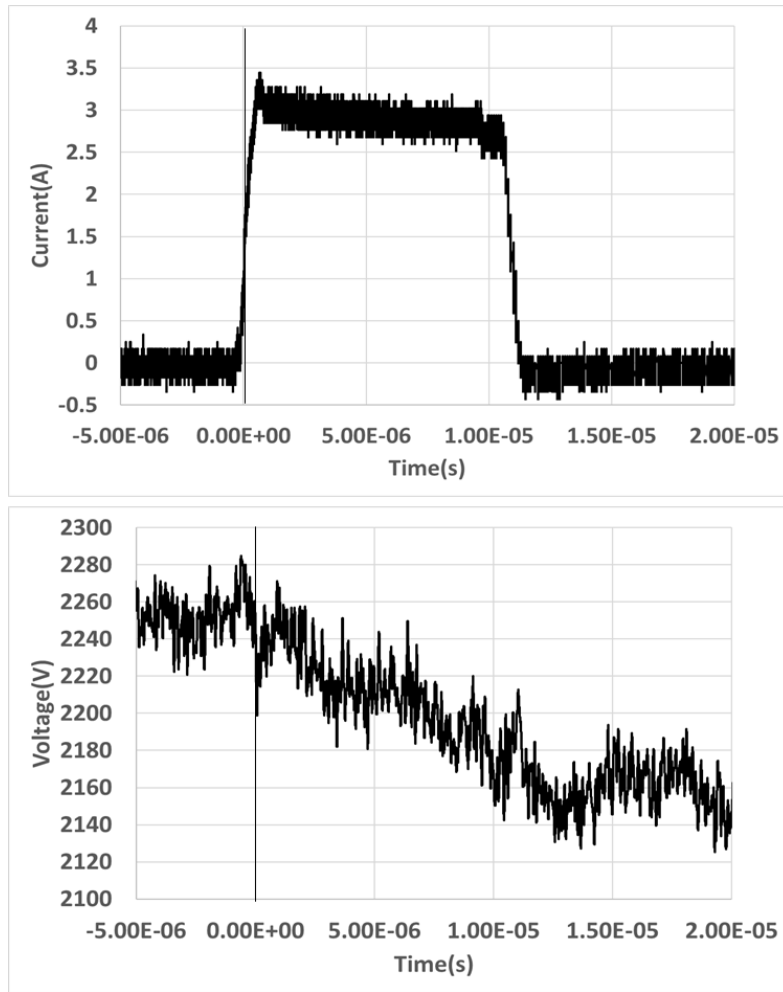


그림 39 전류 펄스 그래프(상), 전압 그래프(하)



그림 40 스파크제트 액츄에이터 플라즈마 방전 시험부 그림 (동영상 캡처)

솔리덴 유동 가시화를 통해 스파크제트의 유동 교란 여부를 확인하였다. 그림 41과 42는 각각 스파크제트 액츄에이터의 off/on일 때 솔리덴 결과이다. 평판

모델 및 스파크제트 액추에이터 모듈의 위치가 흰색으로 표시되어 있다. 평판 모델과 액추에이터 모듈의 이음새 부분에서 발생하는 약한 경사충격파도 나타날 만큼의 높은 민감도로 계측하였다. 그럼에도 액추에이터가 off인 상태의 결과와 on 상태의 결과의 차이는 찾을 수 없었다.

렌즈 교체를 통해 스파크제트 액추에이터를 중심으로 솔리렌 계측을 수행하였다. 앞선 평판 전반의 솔리렌 결과에서 확인할 수 없었던, 작은 스케일에서의 유동 교란을 확인하고자 하였다. 그림 43에서 확인할 수 있듯이 더 작은 스케일에서도 유동교란 발생을 확인할 수 없었다.

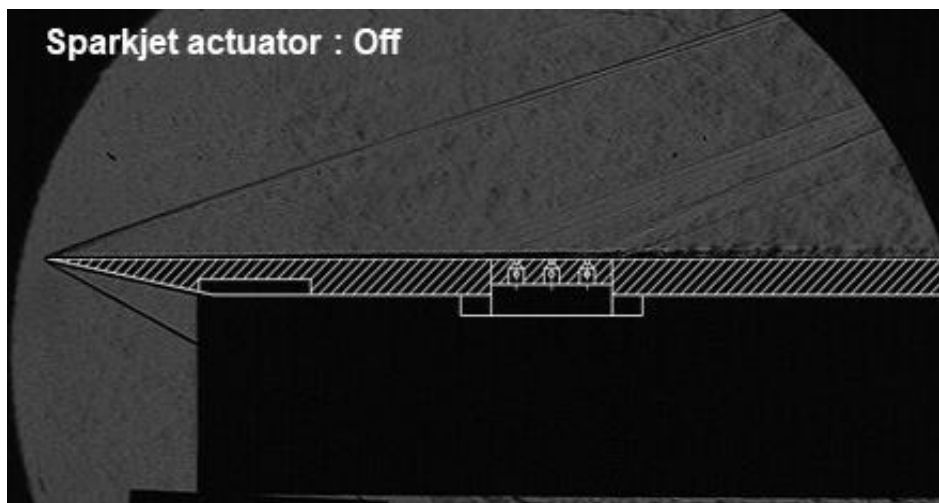


그림 41 평판 전반에 대한 솔리렌 결과 (액추에이터 off)

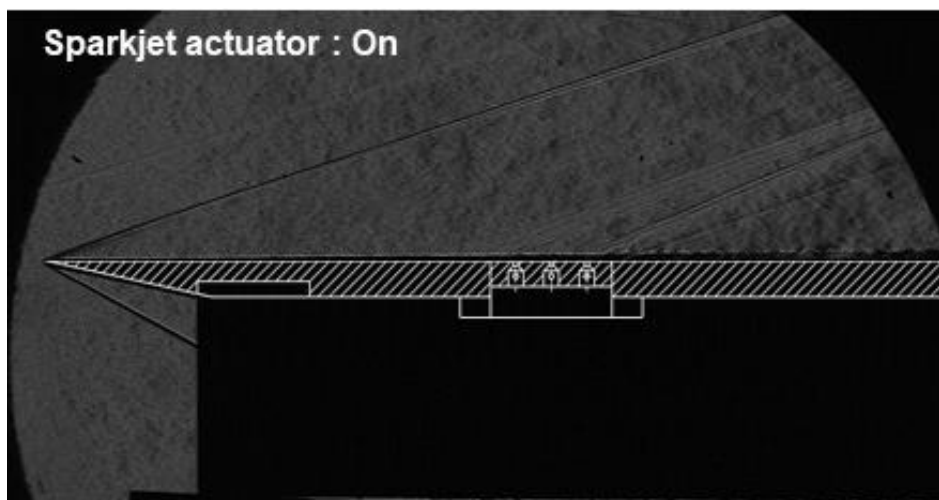


그림 42 평판 전반에 대한 솔리렌 결과 (액추에이터 on)

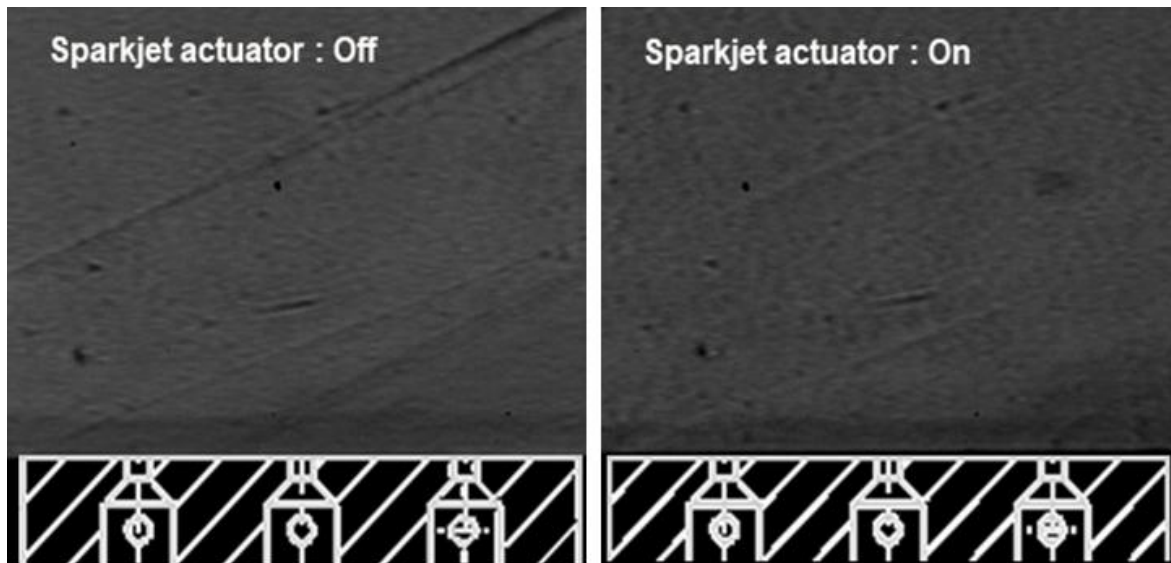


그림 43 액츄에이터 모듈 스케일 솔리덴 결과 (좌우 각각 액츄에이터 off/on)

#### 2.5.4. 실험 결과에 대한 고찰

압축공기 분사 시험에서 확인된 제트의 추력이 약 0.095 N이었고 스파크제트 액츄에이터로 생성되는 제트의 추력이 줄 가열 에너지가 84 mJ이고 효율이 3.5 %라 가정하면 단위펄스 당 0.00025 N의 추력이 계산된다. 이는 마하 3의 유동이 평판에 생성되는 경계층을 뚫고 나오기에는 부족한 수준으로 판단된다. 압축공기의 추력에 준하는 효과를 발생시키기 위해서는 약 40개의 액츄에이터가 필요하며 T. Emerick의 마하 1.5의 유동에서 충격파 파각에 변화를 주는 연구 [2]처럼 파각을 변화시키기 위해서는 현재의 액츄에이터 약 160개가 필요하다는 계산이 된다.

이를 개선하기 위해서는 다수의 액츄에이터를 설치하거나 액츄에이터에 인가하는 에너지를 증가시켜야한다. 그러나 다수의 액츄에이터를 설치하기에 공간적인 제약이 있고 에너지를 높이기 위해서는 고전압, 고전류를 견딜 수 있는 트랜지스터와 커패시터가 필요하다. IGBT 트랜지스터는 MOSFET 트랜지스터의 드레인 측에 P 컬렉터를 추가한 구조로 MOSFET 보다 고전력 입력이 가능하므로 트랜지스터를 교체하면 개선 가능할 것으로 판단된다. 따라서 현재 가용 가능한 재원으로 초음속 유동에서의 유동제어를 실험적으로 검증하기에는 많은 시행착오가 필요하다는 판단이다. 하지만 상대적으로 낮은 동압을 가지는 아음속 유동에서는 가시적인 유동제어효과를 발생시킬 수 있을 것으로 예상된다. 그러므로 CFD 상용 프로그램인 Ansys Fluent를 이용하여 아음속에서 유동제어 가능성에 대한 유동해석 연구를 진행하였다.



## 2.6. 아음속 유동 간 스파크제트 액추에이터를 이용한 유동해석 연구

### 2.6.1. 해석 모델 선정

아음속 유동에서의 유동해석 연구의 모델로 익형 NACA0012를 선정하였다. 비교적 다양한 실험데이터가 공개되어 있고, 복잡한 형상의 익형이 아니고 익형의 윗면과 밑면이 대칭인 특징을 가지고 있어 액추에이터를 구동할 때 보다 명확한 확인이 가능할 것이라 판단되었다. 익형의 시위 길이( $c$ )는 0.3 m이고 구성한 격자는 C-Type mesh이다. 격자 반경( $r$ )은 시위 길이의 20배로 설정하였고 실험에서 사용한 동일한 크기의 액추에이터를 익형 윗면의  $0.1c$ 에 위치시켰다. Cavity 중심에 UDF 파일을 통해 50 mJ의 에너지를 10  $\mu$ s 동안 주입하였다.

### 2.6.2. 격자 수렴성 테스트 및 NACA0012 실험 데이터 검증

본격적인 유동해석에 앞서 격자 검증을 진행하였다. 익형의 격자는 윗면 170개, 밑면 110개로 유지하고  $r$  방향의 격자 개수를 80-180개까지 변화를 주었다. 경계조건은 아래 그림 44는 c-type 격자 형상 및 경계조건을 나타낸 그림이고 그림 45는 익형 주변의 격자를 확대한 그림이다. 그림 46은 익형에 삽입된 액추에이터의 크기와 형상 및 격자 구성을 나타낸 그림이다. 액추에이터 총 격자 수는 4,900 개이며 격자 검증을 진행할 때는 액추에이터를 사용하지 않기 때문에 오리피스를 wall로 지정하여 액추에이터가 없는 형태의 익형을 가지고 검증하였다.

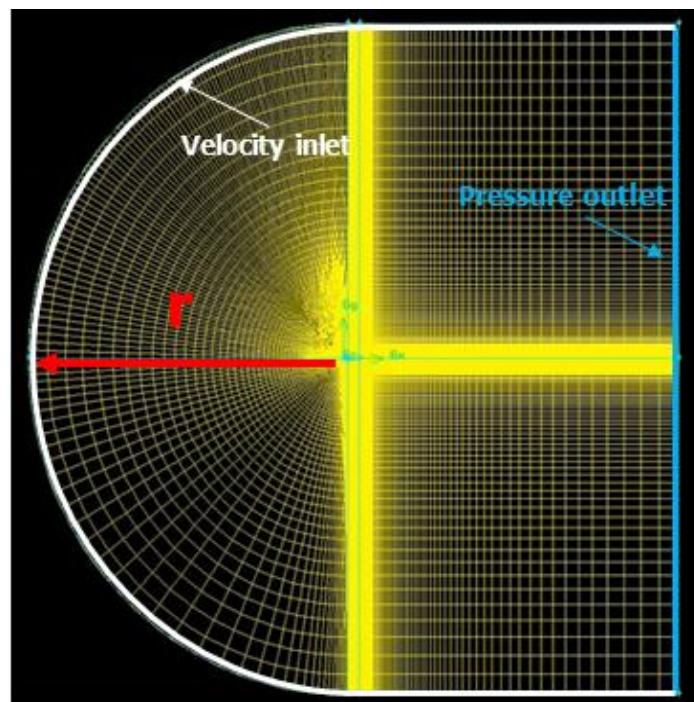


그림 44 c-type 격자 형상 및 경계조건

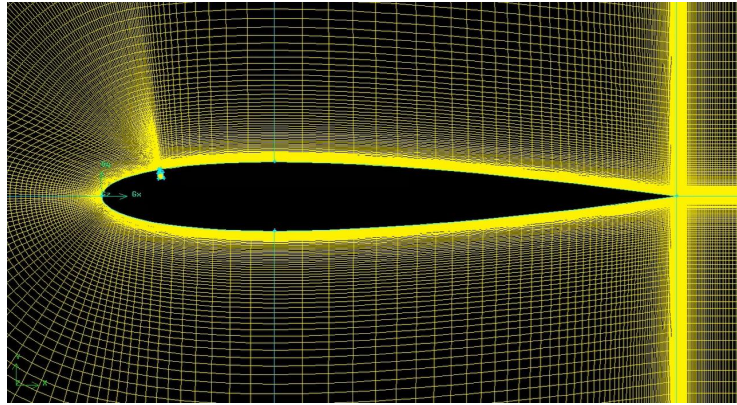


그림 45 익형 주위 격자 확대 사진

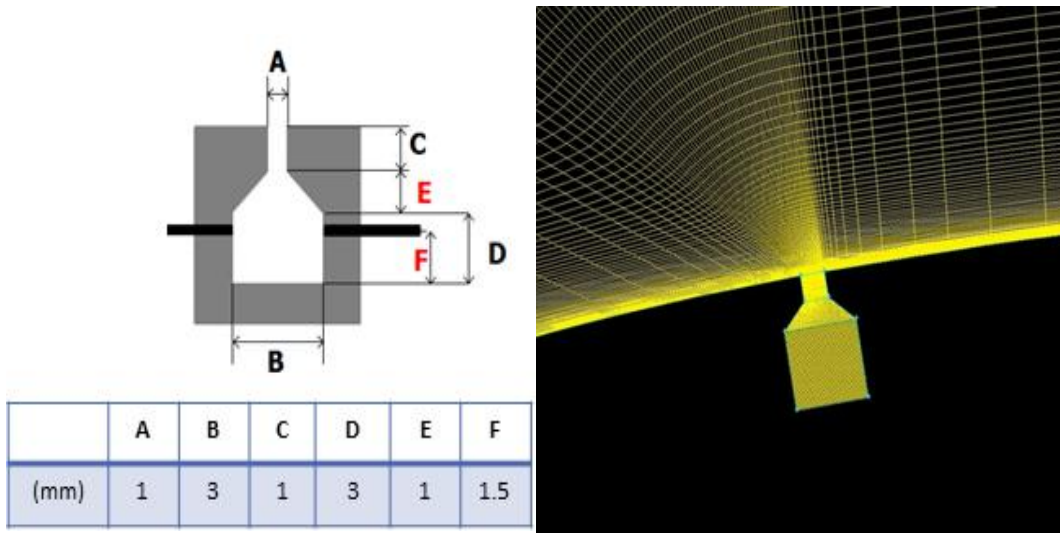


그림 46 액츄에이터 형상과 크기 및 격자 구성

격자 수렴성 테스트는 받음각  $3^\circ$  에 대해서 진행하였고 2D flow, 풍속 30 m/s, 레이놀즈수 약 620,000, steady flow, 난류 모델은 Spalart-Allmaras의 조건을 사용하였다. 아래 그림 47과 같이 격자수가 10만개를 넘어가면 점차 수렴해 가는 것을 볼 수 있다. 그러므로 11번째 격자인 r방향 격자가 180개인 모델을 해석 모델로 선정하였다.

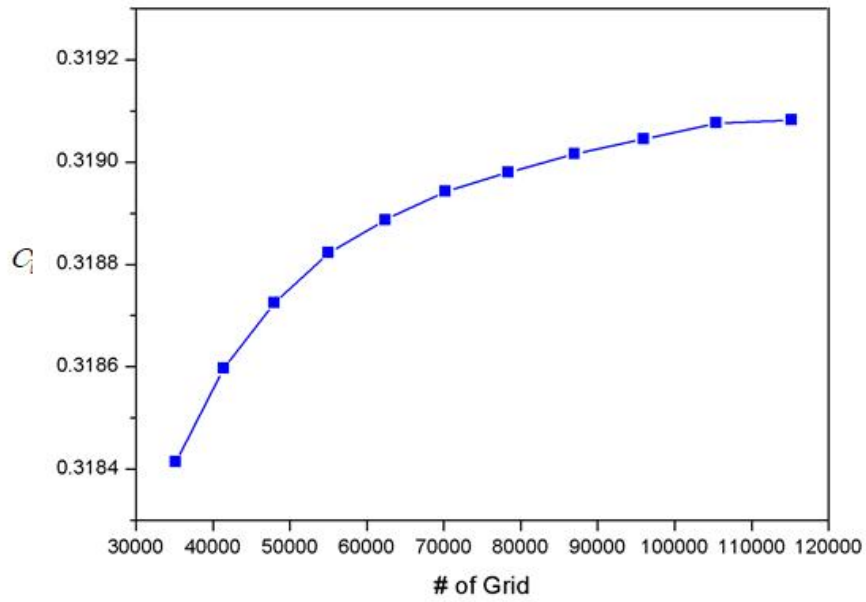


그림 47 격자 수 변화에 따른 받음각 3°에서  $C_l$

NACA0012 실험 데이터는 National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) report No. 586와 비교하였다.[6]  $-4^\circ \sim 8^\circ$  까지  $2^\circ$  간격으로 데이터를 측정하였고 유동조건은 전과 동일하다. 아래 그림 48과 같이 유동 해석 결과와 실험 데이터의 결과 값이  $8^\circ$  까지 유사함을 볼 수 있다.

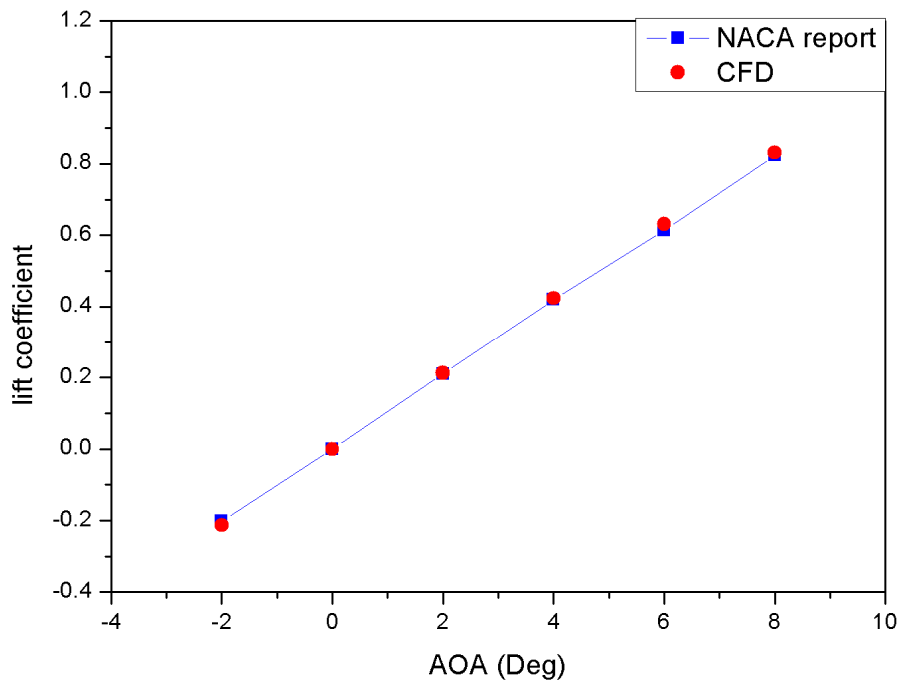


그림 48 받음각의 변화에 따른  $C_l$  그래프



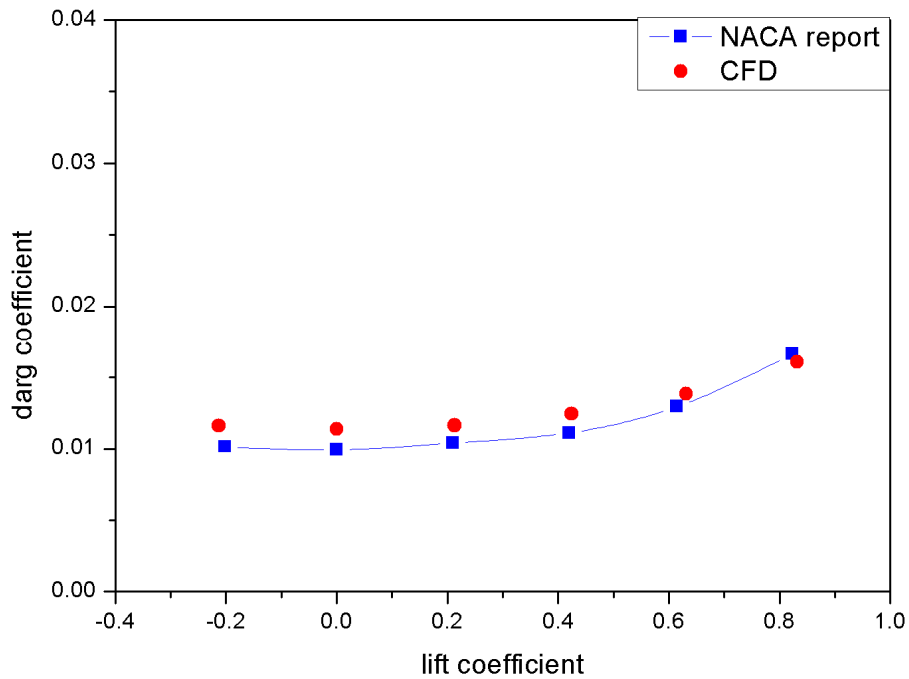


그림 49  $C_l$  변화에 따른  $C_d$  그래프

### 2.6.3. 스파크제트 액추에이터 실험데이터 검증

스파크제트 액추에이터에 대한 전산해석결과의 신뢰도를 확인하기 위하여 선행 연구에서 수행된 주입 에너지 변화에 따른 최대 제트 속도 실험의 결과와 비교하였다. 실험에 사용된 주입에너지는 17, 25, 35, 43, 56, 66, 76, 86 mJ 총 8가지 case이며 유동 조건은 +x방향 풍속 0.001 m/s이고  $P_{\infty}$  는 19.4 kPa,  $T_{\infty}$  는 216.65 K로 설정하여 실험에 사용된 챔버와 유사한 환경을 모사했다. 난류 모델은 제트 유동을 모사하는데 적합한  $k-\epsilon$  모델을 사용하였다.[17] 그림 50은 주입에너지 변화에 따른 최대 제트 속도를 나타낸 그래프로 CFD 결과와 실험 결과가 오차율 평균은 약 1.92 % 로 거의 유사한 것을 확인 할 수 있다. [19]

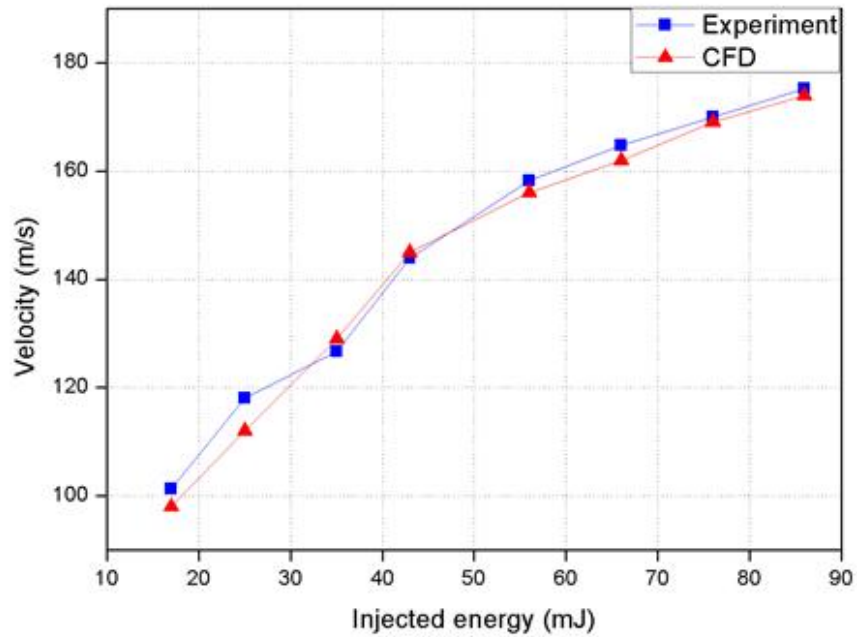


그림 50 주입에너지 변화에 따른 최대 제트 속도

## 2.6.4. 스파크제트 액추에이터를 이용한 NACA0012 유동 해석 연구

### 2.6.4.1. 개요

고고도 환경을 모사하기 위해 아래 표 3의 유동 조건에 대한 전산 해석을 수행하였다. 해석모델은 아래 표 4와 같이 액추에이터 종류에 따라 그리고 펄스 구동 방식에 따라 나누어 진행하였다. 단일 펄스는 받음각  $-4^{\circ} \sim 8^{\circ}$  에 대하여  $2^{\circ}$  씩 변화를 주었고 다중 펄스의 경우 받음각  $8^{\circ}$  에서 해석을 수행하였다. 에너지 주입은 UDF를 사용하여 그림 51과 같이 단일 전극 액추에이터의 경우는 cavity 바닥으로부터 1.5 mm에 50 mJ의 에너지를 주입하였고 이중 전극 액추에이터의 경우 cavity 바닥으로부터 1 mm와 3 mm의 높이에 각각 25 mJ의 에너지를 나누어 주입하였다. 이중 전극의 경우 모두 downstroke 방전을 시행하였고 전극 간 방전 시간 간격을 상부 전극의 에너지 주입이 끝나고  $2 \mu s$  후에 하부 전극에 에너지가 주입되게 하였다.

표 3 유동 조건

Unsteady, density-based, 2D-flow	
$V_\infty$	30 m/s
$P_\infty$	19.399 kPa
$T_\infty$	216.65 K
Chord length	0.3 m
Re #	$6.2e+5$
Viscous model	k- $\epsilon$

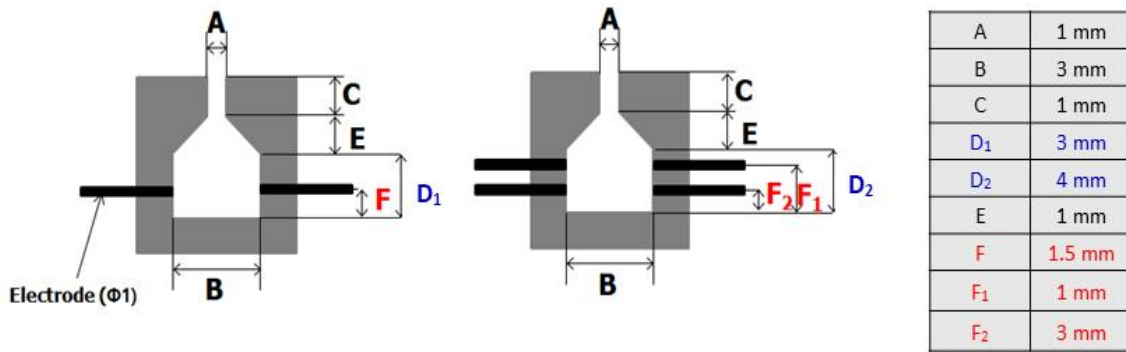


그림 51 단일 & 이중 전극 스파크제트 액추에이터 구성

표 4 해석 모델

case	액추에이터 종류	펄스구동 방식	받음각 (°)
1	단일 전극	단일 펄스	-4, -2, 0, 2, 4, 6, 8
2	이중 전극	다중 펄스 (1 kHz)	8
3	이중 전극	다중 펄스 (1 kHz)	8
4	이중 전극	다중 펄스 (2.5 kHz)	8

#### 2.6.4.2. 단일 펄스 연구 결과 (case 1)

아래 그림 52는 받음각에 따른  $C_l$ ,  $C_d$  그래프 예시이다. 받음각에 따라  $C_l$ ,  $C_d$  값은 다르지만 그래프 개형을 보았을 때 모든 받음각에서 단일 펄스에 의해 생성된 제트가 유동에 주는 영향이 유사하므로 받음각 8°의 결과를 대표적으로 설명한다. 그림 53과 54는 시간에 따른 익형 주위의 속도와 압력 contour이다. 에너지는 1  $\mu$ s부터 주입되며 약 10 ~12  $\mu$ s 후에 제트 분출이 시작되고 속도가 수백 m/s까지 증가하다가 점차 감소하여 자유류에 의해 제트가 뒤로 밀려나게 된다.

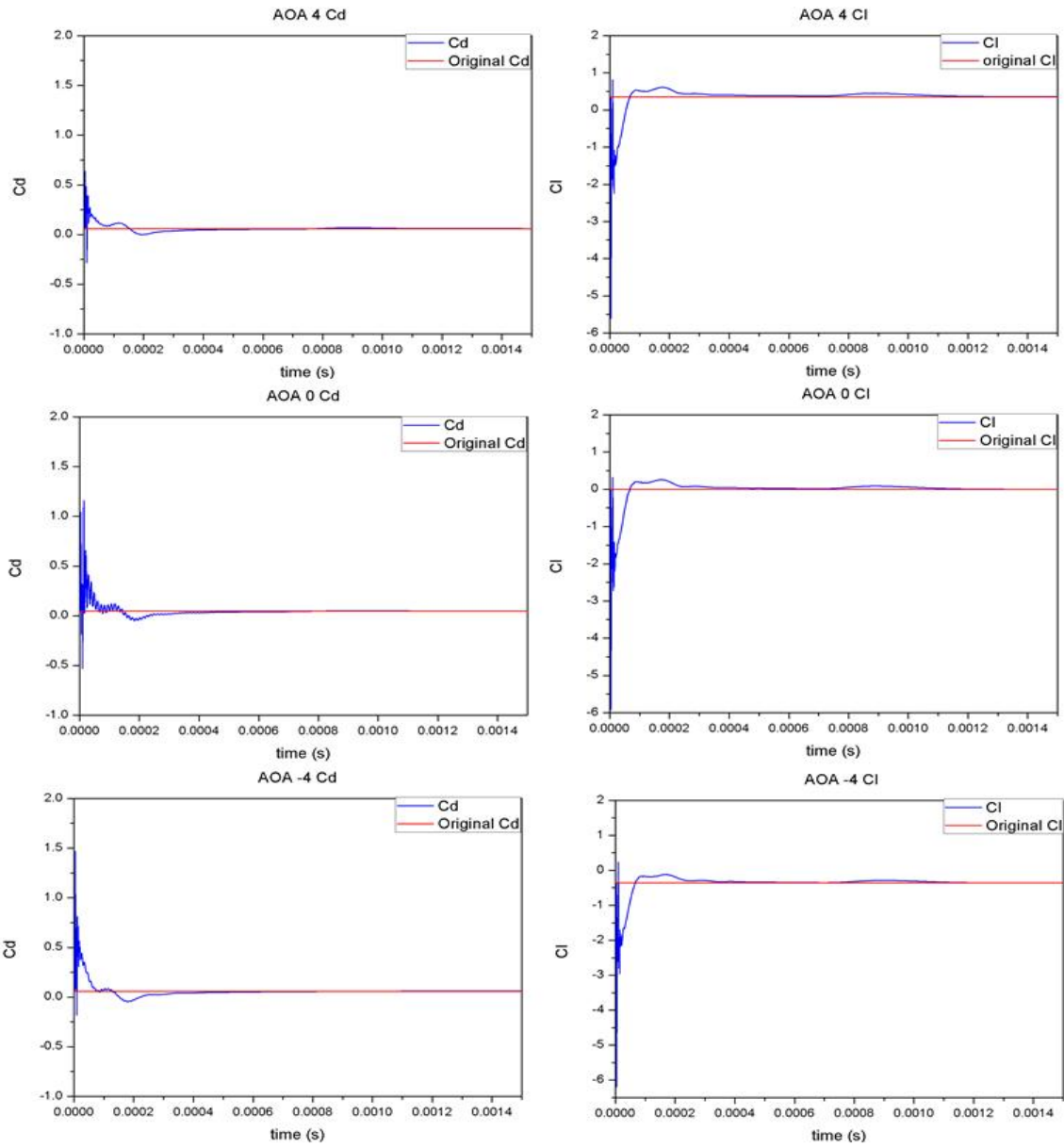


그림 52 받음각에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프 예시

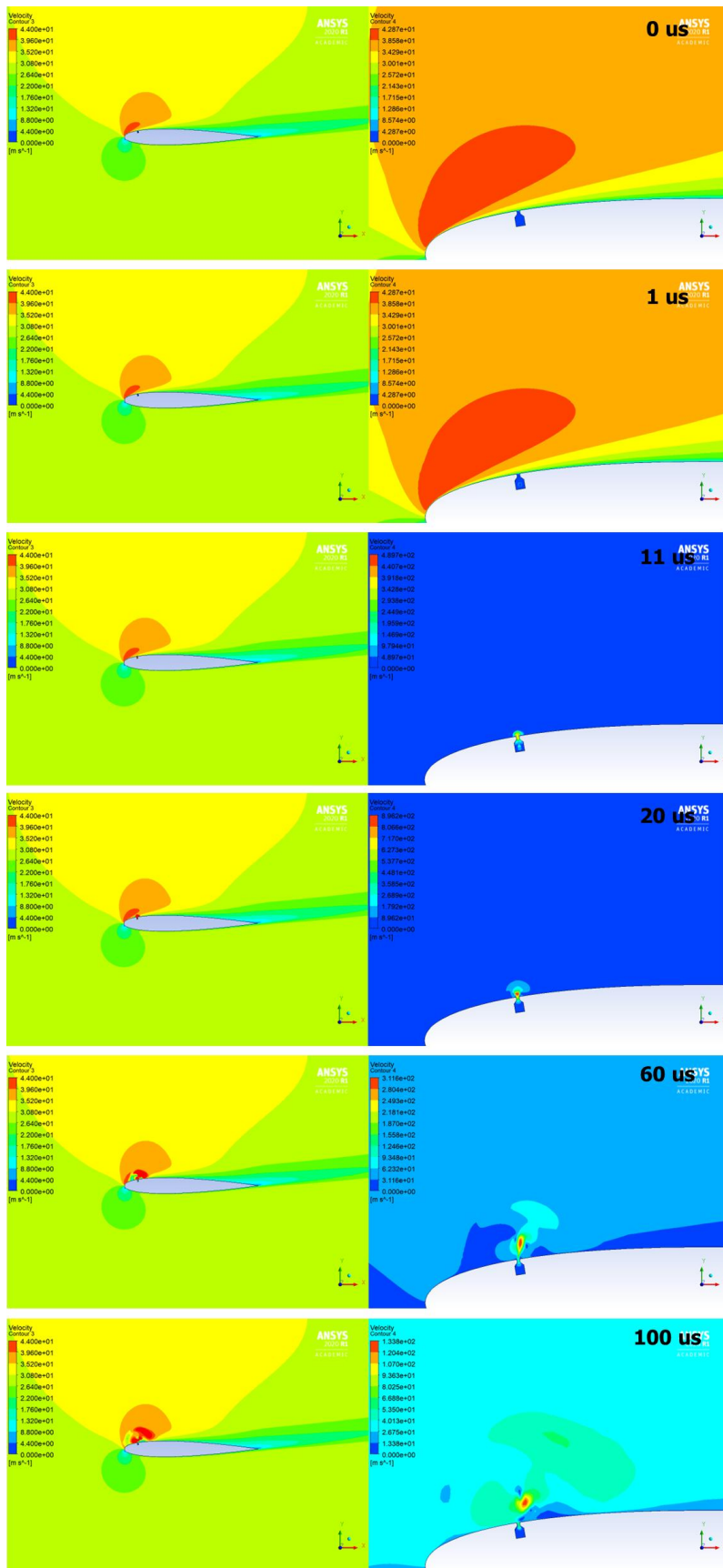


그림 53 시간에 따른 익형 주위의 압력 contour(좌) 및 액츄에이터 확대 사진(우)

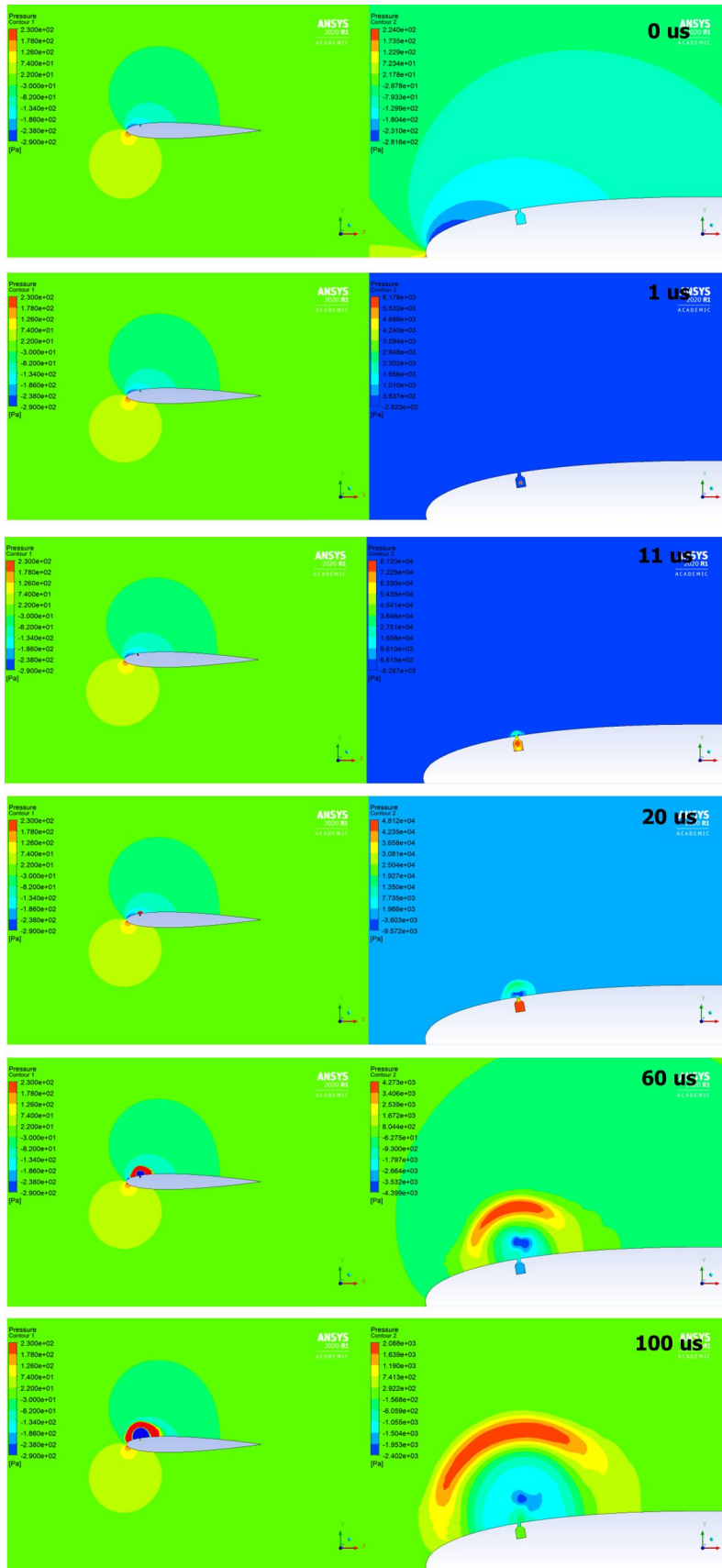


그림 54 시간에 따른 익형 주위의 속력 contour (좌) 및 액추에이터 확대사진(우)

아래 표 5는 액츄에이터를 구동하지 않은 경우 받음각  $8^\circ$  에서 NACA0012 익형의  $C_l$ ,  $C_d$ 의 값이다. 그림 55 는 액츄에이터 구동 후 한 펄스가 유동에 주는 영향을 확인하기 위해 1.5 ms 까지 유동해석을 진행하여 획득한 결과 값이다. 그림 56은 제트 발생 초기에 cavity 내부에서 발생하는 압력과 중첩에 의한 영향을 확인하기 위하여 확대한 그래프이다. 압력파가 중첩, 전달되는 과정에서 cavity 내부 벽에 영향을 주어 제트 생성 초기에 큰 진동이 관측되었다. 또한 그림 58의  $C_p$  그래프와 압력 contour를 살펴보면 제트 생성으로 인해 발생한 압력파가 뒷전까지 도달하는데 0.75 ~ 0.8 ms의 시간이 소요되었고 압력파가 뒷전으로 전달되면서 윗면의 압력이 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 그 결과 그림 57과 같이 양력 계수와 항력 계수를 미세하게 증가시켰다.

표 5 받음각  $8^\circ$ 에서  $C_l$ 과  $C_d$ (액츄에이터 off)

AOA	$C_l$	$C_d$
8	0.6587	0.09156

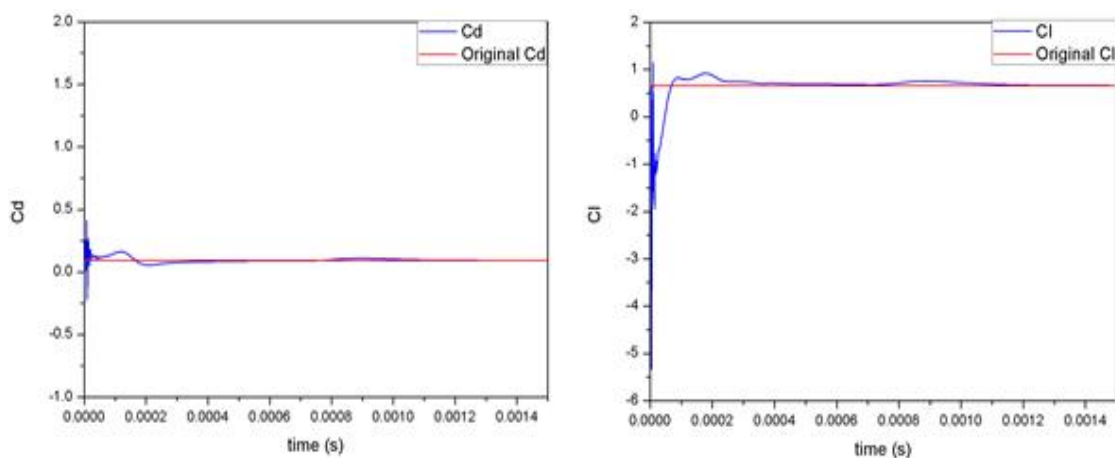


그림 55 받음각  $8^\circ$ 에서 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프

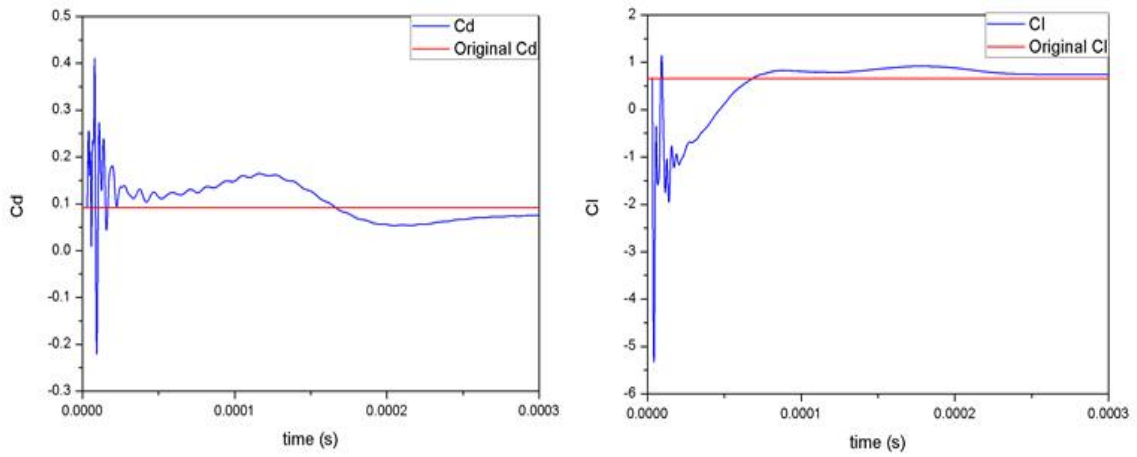


그림 56 받음각  $8^\circ$ 에서 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프(0 ~ 0.3 ms)

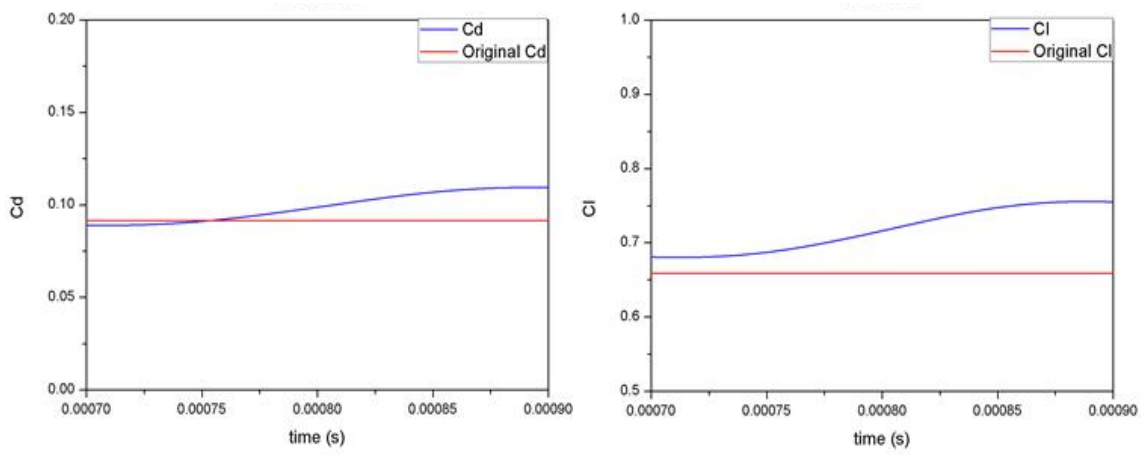


그림 57 받음각  $8^\circ$ 에서 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프(0.7 ~ 0.9 ms)



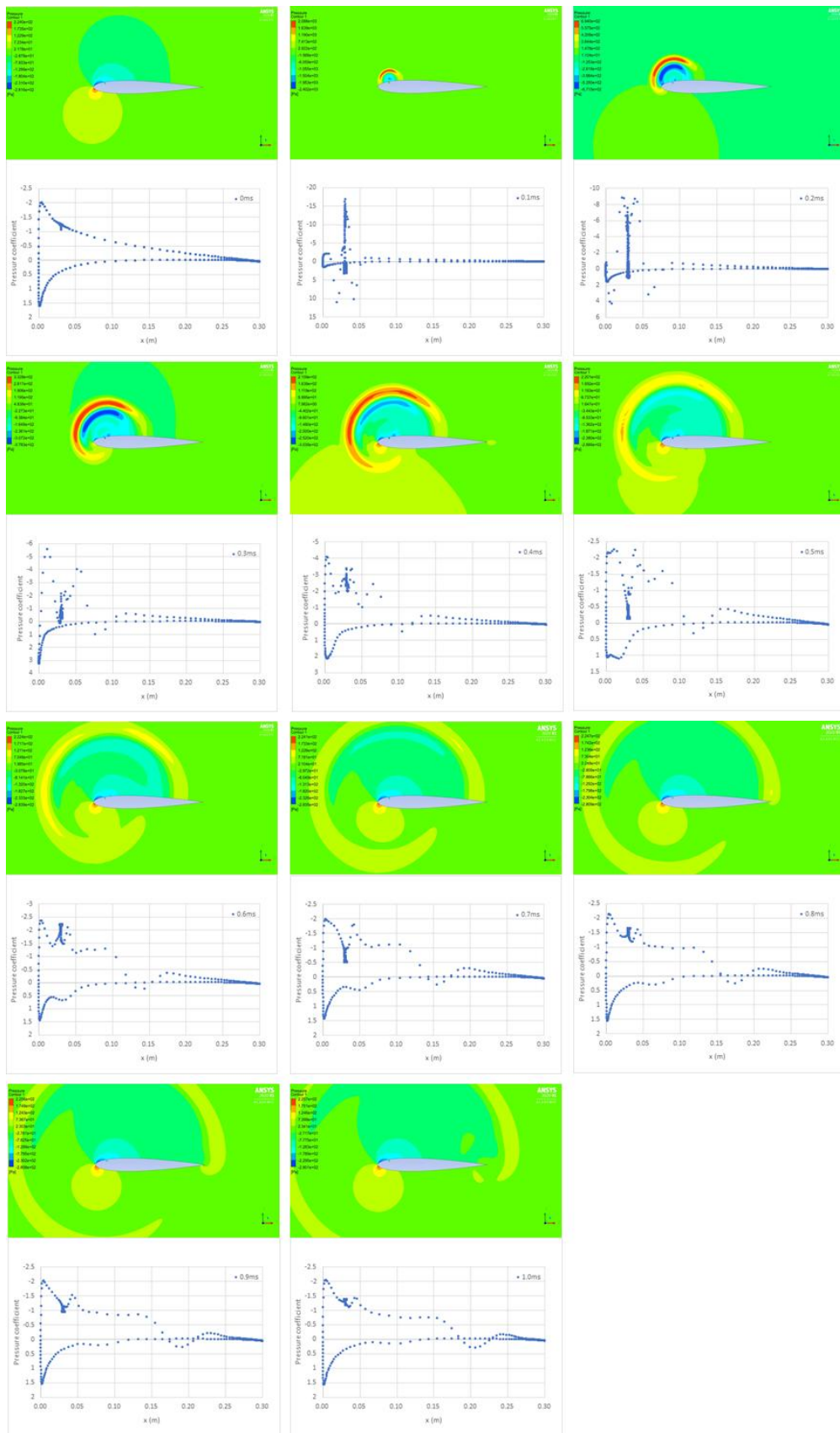


그림 58 받음각  $8^\circ$ 에서 시간에 따른 압력 contour와  $C_p$  그래프

### 2.6.4.3. 다중 펄스 연구 결과 (case 2, 3, 4)

다중 펄스를 이용해 제트 발생 후 생성되는 압력파의 중첩 효과를 알아보기 위해 구동 주파수 1 kHz에서 단일 전극(case 2), 이중 전극(case 3) 그리고 2.5 kHz에서 이중 전극(case 4)의 3가지 경우로 나누어 유동 해석을 수행하였다. 1 kHz의 경우 압력파가 뒷전을 빠져나간 뒤에 다음 펄스가 생성되고, 2.5 kHz의 경우 압력파가 뒷전을 빠져나가기 전에 다음 펄스가 발생되도록 주파수를 선정하였다.

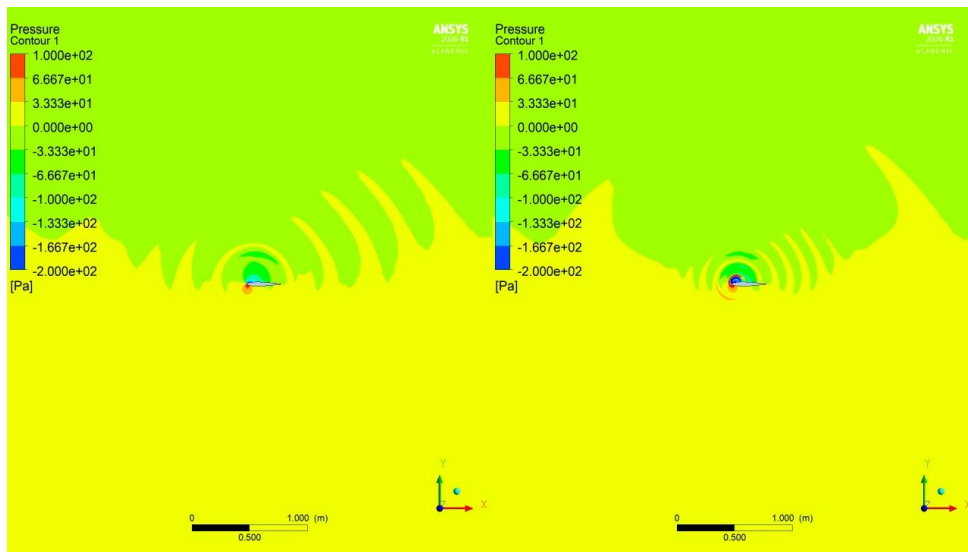


그림 59 받음각 8°의 5 ms에서 압력 contour 예시 (왼쪽부터 case 3, 4)

아래 표 6과 7은 펄스 당  $C_d$ ,  $C_l$  증감률을 나타낸 표이다. Case 3의 경우가 case 2에 비해 낮은 항력과 높은 양력을 보였다. 그림 60과 61는 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$ 의 그래프이고 펄스가 반복됨에 따라 에너지가 주입될 때 발생하는  $C_l$ 의 진동이 점점 작아지는 것을 볼 수 있다. 선행 연구에서 이중 전극을 사용하였을 때 단일 전극에 비해 속도 유지 성능이 향상된 제트를 생성한다는 연구 결과가 있었고[19] 유동 해석결과에서도 case 3이 case 2에 비해 높은 속도를 유지할 수 있는 제트를 생성하여 익형 윗면의 표면 압력을 더 낮추어 항력을 0.049781%에서 0.031867%로 낮추었고 양력을 0.001921%에서 0.002982%로 높이는 효과를 보였다.

표 6 Case 2와 3의 펄스 당  $C_d$  증감률(%)

Pulse	Case 2 (Single 1 kHz)	Case 3 (Dual 1 kHz)
1st	0.040511	0.024676
2nd	0.056987	0.034966
3rd	0.055159	0.033119
4th	0.046466	0.034708
Average	0.049781	0.031867

표 7 Case 2와 3의 펄스 당  $C_l$  증감률(%)

Pulse	Case 2 (Single 1 kHz)	Case 3 (Dual 1 kHz)
1st	0.001688	0.002876
2nd	0.010059	0.007616
3rd	-0.00088	0.001272
4th	-0.00319	0.000164
Average	0.001921	0.002982

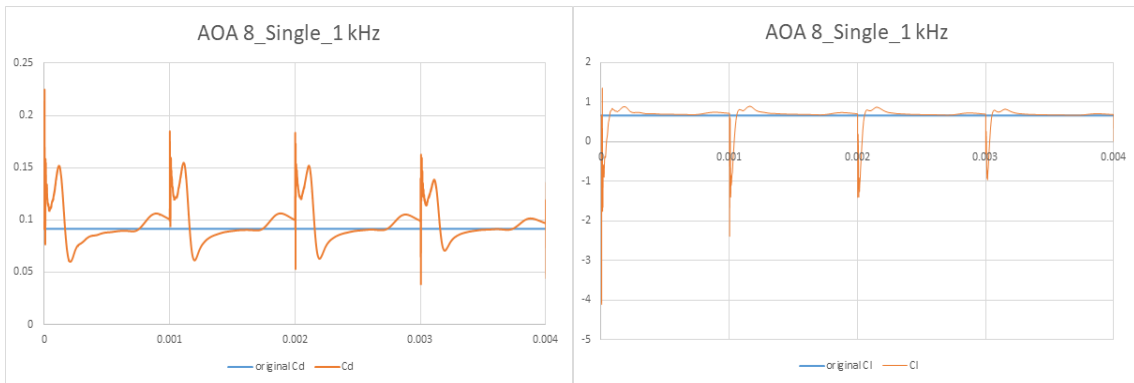


그림 60 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프 (case 2)

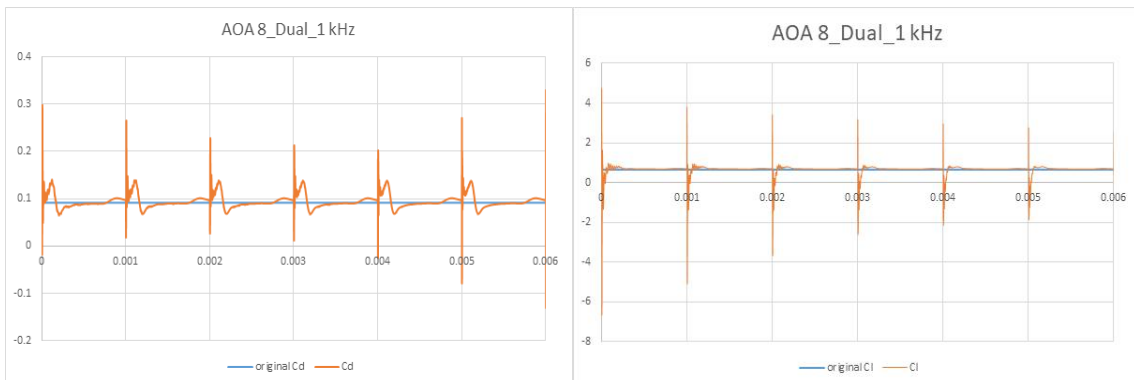


그림 61 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프 (case 3)

아래 표 8과 9는 펄스가 개시된 후 6 ms까지 관찰된 case 3과 4에 대한 펄스 당  $C_d$ 와  $C_l$ 의 증감률을 나타낸 표이고, 그림 61과 62는 각각 case 3과 4의 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프이다.  $C_l$ 의 경우 펄스가 반복될수록 에너지 주입 후 발생하는 진동의 폭이 점점 작아지는 것을 볼 수 있다. 그러나  $C_d$ 의 경우 case 3과 4 모두 5번째 펄스 이후 다시 진폭이 증가하는 것을 볼 수 있고 case 4에서는 이후 다시 작아지는 모습을 확인할 수 있다. 이는 펄스가 반복됨에 따라 cavity내부의 공기 조건이 펄스 주파수보다 느린 주기성을 가지고 변화하기 때문으로 추정된다. Case 4는 case 3에 비해 같은 시간 동안 펄스가 2.5 배 더 인가가 되고 초기 진동으로 발생한 negative lift 효과가 표면압력 감소에 의한 positive lift 효과보다 우세하게 되어 동일 시간 대비 항력을 약 0.04% 증가시키고 양력은 0.003% 감소 시켰다.

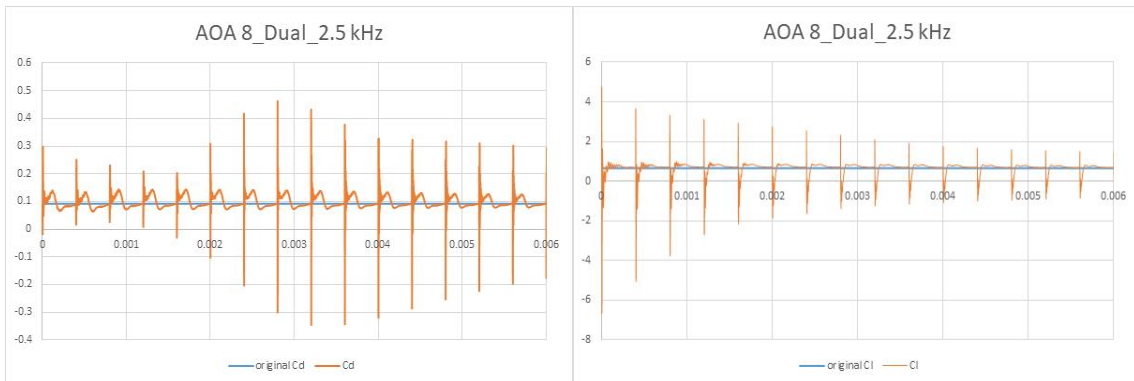


그림 62 시간에 따른  $C_d$ 와  $C_l$  그래프 (case 4)

표 8 Case 3과 4의 펄스 당  $C_d$  증감률(%)

Pulse	Case 3 (Dual 1 kHz)	Case 4 (Dual 2.5 kHz)
1st	0.024676	0.042666
2nd	0.034966	0.015995
3rd	0.033119	0.076735
4th	0.034708	0.084463
5th	0.035982	0.089705
6th	0.036994	0.087133
7th	/	0.086019
8th		0.084807
9th		0.082364
10th		0.079437
11th		0.074139
12th		0.06844
13th		0.063937
14th		0.060073
15th		0.056967
Average	0.033407	0.070192

표 9 Case 3과 4의 펄스 당  $C_i$  증감률(%)

Pulse	Case 3 (Dual 1 kHz)	Case 4 (Dual 2.5 kHz)
1st	0.002876	-0.05483
2nd	0.007616	-0.02496
3rd	0.001272	0.020169
4th	0.000164	0.019261
5th	-0.00026	0.015983
6th	-0.00062	0.007752
7th	\	0.003542
8th		0.003341
9th		0.003739
10th		0.003375
11th		0.000375
12th		-0.00198
13th		-0.00396
14th		-0.00552
15th		-0.00626
Average	0.001841	-0.00133

### 3. 결 론

다중 배열로 구성이 가능한 액츄에이터를 설계하기 위해 선행연구의 이중 전극 스파크제트 액츄에이터에 대한 추가 연구를 수행하였다. 겹쳐진 이중 펄스에 대한 실험에서 비정상적인 펄스가 발생하는 것을 확인하였다. 이러한 원인을 분석하기 위하여 cavity 내부의 모습을 관측할 수 있는 실험을 수행하였다. 독립적인 두 개의 스파크 방전을 하나의 cavity 내부에서 겹쳐서 발생시키는 것은 실험적으로 구현이 어렵다. 그러므로 스파크제트 액츄에이터를 다중 배열로 구성하여 유동제어 효과를 향상시키기 위한 실험적 연구를 수행하였다.

고주파수-고전력 회로를 설계하기 위해서 현재 가용 가능한 트랜지스터와 커패시터 각각 1개로 최대 몇 개의 액츄에이터를 구동 가능한지를 확인하기 위한 실험을 수행하였고, 그 결과 트랜지스터와 커패시터 한 쌍이 3개의 액츄에이터를 구동하는 것이 가능함을 확인하였다. 이로부터 2x3 스파크제트 액츄에이터를 구동할 수 있는 회로 및 구동 장치를 설계/제작하여 실험 연구에 활용하였다.

마하 3의 유동에서 유동 교란 가능성에 대한 연구를 수행하기 위하여 울산 대학교에서 설계/제작한 스파크제트 액츄에이터 및 구동장치를 서울대학교 초음속 풍동에 설치하여 실험을 수행하였다. 그 결과 현재의 스파크제트 액츄에이터로는 초음속 유동에서의 유동 교란 효과를 가지적으로 구현하기는 어렵다는 것이 확인되었다. 이는 제트의 세기가 경계층 유동의 높은 모멘텀을 교란하기에는 낮기 때문으로 판단된다. 스파크제트 액츄에이터가 발생시키는 추력을 역계산 하였을 때 제트의 수가 최소 40개 이상 필요한 것으로 예상된다. 따라서 초음속 유동에서의 유동 제어 성능을 발휘하기 위해서는 액츄에이터 용량을 늘리거나 지금보다 더 고전력의 입력이 필요하지만 trigger나 refill supply 등의 부수적인 장치 없이 고전력 입력을 구현하려면 트랜지스터와 커패시터의 개발이 필요한 것으로 판단된다.

아음속 유동에서의 스파크제트 액츄에이터에 의한 유동 제어 성능을 확인하기 위하여 아음속에서의 전산 해석 연구를 추가로 수행하였다. 단일, 다중펄스를 사용하여 유동 해석을 수행하였고, 이중 전극 스파크제트 액츄에이터에 다중 펄스를 인가하는 경우에 대한 유동 해석을 수행하였다. 제트 생성으로 인해 발생한 압력파가 지나가면서 NACA0012 익형 윗면의 표면 압력 감소에 따른 positive lift 효과가 확인되었다. 하지만 고속 제트의 분출에 따른 negative lift 효과로 인하여 펄스 평균 양력이 상쇄가 되는 것이 관찰되었다. 2.5 kHz의 경우 negative lift 효과가 우세하여 펄스 당 양력이 감소하였고 1 kHz의 경우 표면 압력 지속으로 효과로 인하여 상대적인 양력이 상승하였으나 항력 또한 같이 상승하는 것이 확인되었다. 이는 오리피스 방향의 변화에 따른 양력과 항력의 증감

에 대한 분석연구가 필요할 것으로 보인다. 이중 전극을 사용한 경우에는 단일 전극에 비해 속도 유지 성능이 뛰어나 공력 성능이 향상되는 것을 확인할 수 있었다.



## 참고 문헌

1. Grossman, K. R. B. Z. Cybyk, and D. M. VanWie. "Sparkjet actuators for flow control." AIAA paper 057 (2003): 2003.
2. T. Emerick, M. Y. Ali, C. Foster, F. S. Alvi, S. Popkin "SparkJet characterizations in quiescent and supersonic flow fields" Experiments in Fluids (2014) 55:1858
3. F. Chedevergne, G. Casalis, O. L'lon, M. Forte, F. Laurendeau, et al.. "Applications of Dielectric Barrier Discharges and Plasma Synthetic Jet Actuators at ONERA." AerospaceLab, 2015.
4. Haohua Zong, Marios Kotsonis "Effect of slotted exit orifice on performance of plasma synthetic jet actuator" Experiments in Fluids, 58:17, 2017.
5. Zhibo Zhang, Yun Wu, Min Jia, Huimin Song, Zhengzhong Sun, Haohua Zong "The multichannel discharge plasma synthetic jet actuator" Sensors and Actuators A 253 (2017) 112–117
6. Eastman N.Jacobs, Albert Sherman. " Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number." National Advisory Committee for Aeronautics - Reprot No. 586, 1939.
7. Charles L. Ladson. "Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section" NASA Technical Memorandum 4074, 1988.
8. Hao-hua Zong, Wei Cui, Yun Wu, Zhi-bo Zhang, Hua Liang, Min Jia, Ying-hong Li "Influence of capacitor energy on performance of a three-electrode plasma synthetic jet actuator" Sensors and Actuators A 222(2015) 114–121
9. D. Caruana, F. Rogier, G. Dufour, C. Gleyzes "The Plasma Synthetic Jet Actuator, Physics, Modeling and Flow Control Application on Separation" AerospaceLab, 2013, p. 1–13.
10. Jin Di, Cui Wei, Li Yinghong, Li Fanyu, Jia Min, Sun Quan, Zhang Bailing "Characteristics of pulsed plasma synthetic jet and its control effect on

- supersonic flow" Chinese Journal of Aeronautics, (2015), 28(1):66-76
11. B. R. Greene, N. T. Clemens, P. Magari, D. Micka "Control of mean separation in shock boundary layer interaction using pulsed plasma jets" Shock Waves September 2015, Volume 25, Issue 5, pp495-505
  12. ZHOU Yan, XIA ZhiXun, LUO ZhenBing, WANG Lin "Effect of three-electrode Plasma synthetic jet actuator on shock wave control" January 2017, Vol.60, No.1 : 146-152
  13. Hao-hua Zong, Yun Wu, Min Jia, Hui-min Song, Hua Liang, Ying-hong Li, Zhi-bo Zhang "Influence of geometrical parameters on performance of plasma synthetic jet actuator" Journal of Physics, 49(2016), 025504 (12pp)
  14. Yinghong Li, Jian Wang "Investigation on Oblique Shock Wave Control by Surface Arc Discharge in a Mach 2.2 Supersonic Wind Tunnel" Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research, July 27th (2011)
  15. Zheng Li, Zhiwei Shi, Hai Du, Zhikun Sun, Guangyin Li "Aerodynamic Actuation Characteristic Research of Array Plasma Synthetic Jet Actuator" 2017 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering 484-488
  16. Haohua Zong, Yun Wu, Huimin Song, Min Jia "Efficiency Characteristic of Plasma Synthetic Jet Actuator Driven by Pulsed Direct-Current Discharge" AIAA Journal, Vol. 54, No. 11 (2016), pp. 3409-3420.
  17. A. Balabel, W.A. El-Askary. "On the performance of linear and nonlinear  $k-\epsilon$  turbulence models in various jet flow applications" European Journal of Mechanics B/Fluids 30 (2011) 325-340
  18. 김영순, 신지철 "펄스 아크 스파크 제트 플라즈마 구동기에 의해 발생된 고속 제트의 효율적 운전 성능 특성에 관한 연구" J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(11), 907-913(2017)
  19. 이병수, 신지철 "스파크제트 액츄에이터 방전조건 변화에 따른 제트유동에 관한 실험적 연구" 울산대학교 일반대학원 공학석사 학위논문, 18-28(2018)
  20. 최대산, 김가람, 김규홍 "초음속 풍동 평판모델에서 압축공기 분사 시험" 한국항공우주학회 학술발표회 초록집, 2017.11, 686-687

# A Study on Flow Control by Multi-Pulse Plasma Sparkjet Actuator

Junhan Bae

*Department of Mechanical and Aerospace Engineering*

*University of Ulsan, Korea*

## ABSTRACT

A study was conducted using multi-pulse plasma actuators for flow control under high altitude conditions. A prior study was conducted to analyze the characteristics of sparkjet actuators by changing discharge conditions and selected an actuator model with an orifice length of 1 mm and electrode position of 2 mm.

Experiments have determined the minimum values of the capacities and quantities of driveable transistors and capacitors when building multi-pulse circuits with selected models and then stably increasing the actuator from normal pulses. A pulse of 10 was injected simultaneously into each actuator and the driving frequency was set to 1 kHz. Based on this, a multi-pulse plasma actuator model that can be applied in high-altitude environments was produced and a study was conducted to see the possibility of disturbance of the flow with a plasma actuator between supersonic flows using the supersonic wind tunnel of Seoul National University. However, observing flow disturbances in supersonic flow requires more than 40 actuators or higher than the transistors and capacitors currently in use. Therefore, many trials and errors are required to experimentally verify flow control in supersonic flows with currently available resources. However, subsonic flows with relatively low dynamic pressure are expected to produce visible flow control effects. At a flow velocity of 30 m/s, sparkjet actuator was inserted at 0.1 c point in NACA0012 airfoil to perform a computational analysis using multi-pulses of 1 kHz and 2.5 kHz. In the case of 1 kHz, lift was increased due to the effect of continuing surface pressure, but the drag was also confirmed to rise. For frequencies of 2.5 kHz, the negative lift effect prevailed, reducing lift from 1 kHz per pulse and increasing drag.

## 부 록

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원  
초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

This work was conducted at High-Speed Vehicle Research Center of KAIST  
with the support of Defense Acquisition Program Administration (DAPA) and  
Agency for Defense Development (ADD).