



### 저작자표시-비영리-동일조건변경허락 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

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

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



동일조건변경허락. 귀하가 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공했을 경우에는, 이 저작물과 동일한 이용허락조건하에서만 배포할 수 있습니다.

- 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](#)

공학박사학위논문

정합장처리 기법을 이용한 프로펠러  
소음원 위치 및 변동압력 예측기법 연구

**A study on propeller noise source localization and hull  
pressure estimation using matched field processing  
technique**

2015년 2월

서울대학교 대학원  
조선해양공학과  
김 동 호

정합장처리 기법을 이용한 프로펠러  
소음원 위치 및 변동압력 예측기법 연구

A study on propeller noise source localization and hull  
pressure estimation using matched field processing  
technique

지도교수 성 우 제

이 논문을 공학박사 학위논문으로 제출함

2014년 12월

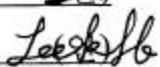
서울대학교 대학원

산업조선공학부

김 동 호

추영민의 공학박사 학위논문을 인준함

2015년 01월

위원장 : 서 정 천   
부위원장 : 성 우 제   
위원 : 이 신 형   
위원 : 박 철 수   
위원 : 이 근 화 

# 정합장치리 기법을 이용한 프로펠러 소음원 위치 및 변동압력 예측기법 연구

김 동 호

## 초 록

프로펠러는 선박 소음진동의 주요한 요인이며, 탑승객과 승무원의 거주 안락성에 큰 영향을 미친다. 뿐 아니라 군함의 경우 피탐 성능과 깊은 관련을 갖고 있기 때문에 설계 초기 단계에 프로펠러의 성능이 파악되어야 하며, 이를 위해 모형 프로펠러 시험이 공동터널에서 수행되고 있다.

기존에 수행되고 있는 프로펠러 모형시험 또는 실선 시험평가지 음향센서는 단순히 프로펠러 소음의 음압 수준을 계측하거나 시각적인 관찰을 보조하는 제한적인 용도에서 사용되었다. 그러나 음향학적인 측면에서 보면 센서배열을 통해 계측된 음향신호는 프로펠러 음원에 대한 정보를 추출할 수 있는 다양한 정보를 포함하고 있다. 따라서 본 연구에서는 프로펠러 상부 선체에 매립된 음향센서 배열에서 계측된 프로펠러의 음향신호를 기반으로 수중음향학에서 음원위치 추정 또는 환경인자 역산에 널리 적용되고 있는 정합장치리 기법을 적용하여 프로펠러 다양한 소음원 정보를 예측하는 기법을 제시하고자 하였다. 이를 위해 프로펠러 소음의 발생원리를 기반으로 음원 모델을 제시하였으며, 소음원 형태에 따라 상이하게 발생하는 협대역 또는 광대역 음향신호에 정합장치리 기법을 적용하여 음원의 정보를 도출하였다.

본 논문은 다음의 두 가지 연구내용으로 구분할 수 있다. 우선, 공동이 발생되기 이전단계에 선체 변동압력의 주요 요인이라 할 수 있는 프로펠러 비공동 소음원의 해석적 모델을 제시하여 음원을 모델링하였으며, 정합장 역산기법을 적용하여 음원인자를 도출한 후 이로 인한 선체 변동압력을 예측하였다. 도출된 역산결과를 통해 비공동 소음을 구성하는 하중소음과 두께소음의 특징을 분석하였다. 이때 비공동 소음의 날개통과주파수에 해당하는 협대역 신호

를 이용하였으며, 전달함수는 터널내의 잔향음과 반사파를 반영하기 위하여 음향경계요소법을 적용하였다.

이후 수중 방사소음의 주요 원인이라 할 수 있는 보텍스 캐비테이션의 초기 발생하는 위치를 추정하는 알고리즘을 제시하였다. 광대역 신호를 갖는 보텍스 캐비테이션의 신호를 이용하기 위하여 광대역 정합장역산 기법을 적용하였으며, 복제음장 계산의 효율성을 위하여 직접 입사파만을 전달함수로 적용하였다.

제안된 기법들은 대형 공동터널에서 수행된 모형시험을 통해 검증되었으며, 이를 통해 설계 초기단계 프로펠러의 비공동으로 인한 선체 변동압력을 예측할 수 있었으며, 나아가 광대역 신호를 갖는 초생 보텍스 공동의 위치추정에도 효율적으로 적용할 수 있음을 확인하였다. 특히, 제안된 초생캐비테이션 위치추정 기법의 경우 실선 적용시 선체 하부에 관측창을 설치하던 기존의 시각적인 위치 추정기법을 대체할 수 있을 뿐 아니라, 시각화 이전에 발생하는 초생캐비테이션의 위치 추정에서 적용 가능함을 확인하였다.

학번: 2011-30802

# 목 차

초록 .....	ii
목차 .....	iv
그림 목차 .....	vii
표 목차 .....	xiii
<b>I. 서 론 .....</b>	<b>1</b>
1. 연구배경 및 목적 .....	1
2. 논문 구성 .....	3
<b>II. 프로펠러 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 기법 .....</b>	<b>4</b>
1. 연구개요 .....	4
2. 기존연구 분석 .....	5
3. 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 절차 .....	10
4. 프로펠러 비공동 소음원 모델링 특성 .....	12
4.1. 비공동 소음의 분류 .....	12
4.2. 날개 하중소음 모델 .....	16
4.2.1 소음원 특징 및 형태 .....	16
4.2.2 해석적 음원 모델 제안 .....	17
4.3. 날개 두께소음 모델 .....	20
4.3.1 소음원 특징 및 형태 .....	20
4.3.2 해석적 음원 모델 제안 .....	21
4.4. 프로펠러 비공동 소음의 해석적 모델 .....	24
5. 프로펠러 비공동 소음원 역산 .....	26
5.1. 역산인자 도출 .....	26
5.2. 음향경계요소법을 이용한 복제음장 생성 .....	28
5.3. 정합장 역산기법 .....	32
5.3.1 정합장 프로세서 .....	32

5.3.2 최적화 기법 .....	35
6. 모형선 실험결과 .....	37
6.1 실험 환경 및 계측 신호 .....	37
6.2 역산 결과 .....	40
6.3 선체 변동압력 추정 결과 .....	46
<b>Ⅲ. 초생 날개끝 보오텍스 캐비테이션 위치추정 기법 .....</b>	<b>54</b>
1. 연구 개요 .....	54
2. 기존연구 분석 .....	56
2.1. 보텍스 캐비테이션 음향특성 연구 .....	56
2.1.1 단일 날개에서 발생하는 보텍스 캐비테이션 .....	56
2.1.2 단일 날개에서 발생하는 보텍스 캐비테이션 .....	59
2.2. 프로펠러 캐비테이션 위치추정기법 .....	60
3. 초생 캐비테이션 위치추정 절차 .....	64
3.1. 음선법 기반 복제음장 생성 .....	65
3.2. 광대역정합장 역산기법 .....	68
4. 가상음원을 이용한 알고리즘 검증 .....	72
4.1. 실험환경 및 조건 .....	72
4.2. 위치추정 결과 .....	74
4.3. 다중반사 영향 검토 .....	78
5. 모형선-I 실험 결과 .....	81
5.1. 실험환경 및 조건 .....	81
5.2. 위치추정을 위한 관심 주파수 대역 선정 .....	84
5.3. 위치추정 결과 .....	86
6. 모형선-II 실험 결과 .....	88
6.1. 실험환경 및 조건 .....	86
6.2. 위치추정을 위한 관심 주파수 대역 선정 .....	91
6.3. 위치추정 결과 .....	93
6.4. 위치추정 결과 기반 캐비테이션 발생 현상 분석 .....	99
6.4.1 캐비테이션 형태 분류 및 주파수 특성 .....	99

6.4.2 캐비테이션 형태 및 발생 상황별 위치추정 결과 .....	103
6.5. 센서 수량 감소에 따른 위치추정 영향 검토 .....	110
<b>IV. 결 론 .....</b>	<b>114</b>
참고문헌 .....	116
부록.A. 날개 하중소음으로 인한 압력장 .....	123
부록.B. 날개 두께소음으로 인한 압력장 .....	133
부록.C. 음향경계요소법 .....	145
<b>Abstract .....</b>	<b>156</b>

## 그림 목차

그림 I-1 프로펠러 소음원 분류 및 특성; (a) 비공동 소음 주파수 스펙트럼, (b) 얇은층 캐비테이션 소음 주파수 스펙트럼, (c) 보텍스 캐비테이션 소음 주파수 스펙트럼 .....	2
그림 II-1. 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 절차 .....	10
그림 II-2. 이상적인 비공동 소음의 스펙트럼 .....	13
그림 II-3 항공기(UH-60)와 선박의 프로펠러 운용 환경 특성 비교 .....	14
그림 II-4. 소음발생 원리에 따른 비공동 소음 분류 .....	15
그림 II-5. 프로펠러의 nose-tail( $h'$ ) 단면에 나타낸 하중 소음원 dipole의 모식도 .....	17
그림 II-6. (a) 프로펠러 회전면에서의 전형적인 축방향 속력분포도, (b) 프로펠러 날개의 특정 반경위치( $R$ )에서의 속력성분, (c) 음향센서에서 계측된 비공동 소음의 시계열 신호 .....	18
그림 II-7. (a) E. van Wijngaarden이 제안한 하중소음의 해석적 모델과 (b) 본 연구에서 제안된 하중소음의 해석적 모델 .....	19
그림 II-8. 날개 단면의 nose-tail ( $h'$ )에 분포하는 두께소음의 해석적 모델에 대한 모식도 .....	21
그림 II-9. E. Van Wingaarden이 제안한 두께소음의 해석적 모델(a)과 본 연구에서 제안된 해석적 모델(b, c) .....	22
그림 II-10. monopole, dipole, longitudinal quadrupole 음원의 거리에 따른 음장 변화; 프로펠러 근처에 해당되는 영역( $r < 0.35$ m)와 터널의 벽과의 거리에 해당되는 영역(A영역, $r > 2$ m) .....	23
그림 II-11. 비공동 소음의 해석적 모델: (a) 점음원 형태 분포를 갖는 모델(PP-model), (b) 점음원 형태의 하중소음원과 반지형태 분포를 갖는 두께소음원 모델(PR-model). .....	25

그림 II-12. 하중소음과 두께소음의 음원 모델인 dipole과 longitudinal quadrupole의 역산인자(음원 위치에 대한 탐색인자는 육면체로 도시되었음) .....	27
그림 II-13. 공동터널 내부의 음향영역 .....	29
그림 II-14. 모형선 형상 및 프로펠러 회전면 상부에 매립된 센서배열 배치 .....	38
그림 II-15. (a) 프로펠러 비공동 상태에서 음향센서에 계측된 시계열 신호, (b) 계측된 시계열 신호의 주파수 스펙트럼 .....	39
그림 II-16. 각 센서에서 계측된 음장과 PP-2, PR-1 model의 역산결과 산출된 음장의 세기(a) 및 위상(b) 비교 .....	43
그림 II-17. PP-2 model(a)과 PR-1 model(b)의 역산결과 산출된 음원의 위치 및 음원축의 방향 .....	44
그림 II-18. PP-2 model의 최적화 알고리즘 진행단계에 따른 역산인자의 분포 및 목적함수 .....	45
그림 II-19. PP-2 model의 최적화 알고리즘 섭동에 따른 역산인자 수렴도 .....	46
그림 II-20. PP-2 model을 이용하여 예측한 선체 표면에서의 압력 세기(a), 위상(b) 및 누적된 기진력 합 분포(c) .....	47
그림 II-21. Monopole 등가 소음원을 이용하여 추정된 얇은층 공동으로 인한 선체 표면에서의 압력 세기(a), 위상(b) 및 누적된 기진력 합 분포(c) .....	48
그림 II-22. PP-2 model의 역산결과 도출된 (a) dipole과 (b) longitudinal quadrupole의 압력의 세기 분포 및 이들의 (c) 누적된 기진력 합 분포 .....	49
그림 II-23. 프로펠러로부터 10R 거리의 구표면에서 산출된 음압수준 비교; (a) PP-2 모델(single quadrupole + double dipoles), (b) PP-2 모델의 double dipoles, (c) PP-2 모델의 single quadrupole .....	50
그림 II-24. 압력센서를 이용하여 계측된 비공동 소음의 (a) 압력의 세기와 (b) 위상분포, 해석적 모델(PP-2 model)을 이용하여 추정한 비공동 소음의 (c) 압력의 세기와 (d) 위상분포 .....	51

그림 III-1. 캐비테이션 형태에 따른 소음 스펙트럼의 특성 .....	56
그림 III-2. 보텍스 캐비테이션의 거동에 따른 음향 계측신호 특성; (a) pop 신호, (b) chirp 신호 .....	57
그림 III-3. 153개 보텍스 공기방울에 대한 주파수별 음압수준 관찰결과 .....	58
그림 III-4. S. D. Sharma 등이 수행한 프로펠러 음향계측 실험설비 .....	59
그림 III-5. (a) 모형터널에서 보텍스 캐비테이션 발생 진행에 따른 주파수 스펙트럼 변화 및 (b) 계측된 광대역 신호의 주기성 분석한 DEMON 분석법 ..	60
그림 III-6. (a) 캐비테이션의 시각적인 위치추정 방법 분류 및 (b) 프로펠러 상부 관측창 설치 형상 및 내부 설비 .....	61
그림 III-7. 캐비테이션의 음향학적인 위치추정 방법 분류 .....	62
그림 III-8. 광대역 정합장 역산기법을 이용한 초생 캐비테이션 위치추정 절차 .....	64
그림 III-9. 캐비테이션 터널 내에서의 직접파와 반사파 .....	66
그림 III-10. (a) 가상음원을 이용한 실험 설비 및 (b) 센서 배치 .....	72
그림 III-11. (a) 음향센서 1번에서 계측된 시계열 신호 및 (b) 해당 파워스펙트럼 밀도 .....	73
그림 III-12. 광대역 정합장 역산을 위해 선택된 4가지 주파수 대역 및 해당 주파수 .....	74
그림 III-13. 최적화 기법을 이용하여 산출한 가상음원의 위치((a) : 직접파를 이용하여 복제음장을 생성한 경우, (b) 첫 번째 반사파를 포함하여 복제음장을 생성한 경우) .....	75
그림 III-14. $x=0$ 평면에서 식 (III-7)을 이용하여 도식한 모호평면(ambiguity surface) .....	76
그림 III-15. 단일 주파수와 복수의 주파수를 이용하여 생성한 모호평면 및 최적화 결과 추정된 음원위치 비교((a) 직접파만을 고려한 경우(case 1), (b) 첫	

번째 반사파를 포함하는 경우(case 2)) .....	77
그림 III-16. 복제음장으로 생성된 공분산행렬과 계측음장으로 생성된 공분산행렬과의 유사도 비교 .....	79
그림 III-17. 모형선-I 실험 환경 및 센서배치 .....	81
그림 III-18. Test Cond. 1 ~ 4에서 시각적으로 관찰된 캐비테이션 형상 .....	82
그림 III-19. 공동수 변화에 따른 계측 소음의 파워스펙트럼 밀도(모형선-I) .....	83
그림 III-20. Test Cond.1 ~ 4 신호에 대한 대역통과 필터 적용 결과 및 시각적으로 관찰한 캐비테이션 발생 패턴 .....	85
그림 III-21. (a) 소음원 위치 역산결과 및 (b) 단일 주파수 및 복수의 주파수를 이용하여 산출한 모호평면 비교 .....	86
그림 III-22. 최적화 알고리즘 진행에 따른 역산인자의 수렴도 비교 .....	87
그림 III-23. 모형선-II 실험 환경 및 센서배치 .....	88
그림 III-24. 모형선-II의 실험조건(Test Cond.2 ~ 4)에 따른 초생 캐비테이션 형상((a) Test Cond.2, (b) Test Cond.3, (c) Test Cond.4) .....	89
그림 III-25. 공동수 변화에 따른 계측 소음의 파워스펙트럼 밀도(모형선-II) .....	90
그림 III-26. Test Cond.1 ~ 4 시계열 신호에 대한 대역통과 필터 적용 결과 및 시각적으로 관찰한 캐비테이션 발생 패턴 .....	92
그림 III-27. 최적화 결과 도출된 음원의 위치 및 해당 위치에서의 모호평면 .....	93
그림 III-28. (a) 음원위치 추정결과 및 해당 평면에서의 모호평면과 (b) 초고속 카메라 이미지 .....	94
그림 III-29. Test Cond.1 ~ 4의 음원위치 역산결과에 대한 scatter plot 비교 .....	96
그림 III-30. (a) 51개의 주파수를 이용한 광대역 정합장 역산결과 산출된 음원 위치(백색 원) 및 음원 위치에서의 $y$ - $z$ , $x$ - $y$ 모호평면(Bartlett processor), (b) 6개의 단일 주파수를 이용하여 협대역 정합장 처리 결과 산출된 음원위치에서의	

$y$ - $z$ , $x$ - $y$ 모호평면 .....	97
그림 III-31 (a) 51개의 주파수를 이용한 광대역 정합장 역산결과 산출된 음원 위치(백색 원) 및 음원 위치에서의 $y$ - $z$ , $x$ - $y$ 모호평면(MVDR processor), (b) 6개의 단일 주파수를 이용하여 협대역 정합장 처리 결과 산출된 음원위치에서의 $y$ - $z$ , $x$ - $y$ 모호평면 .....	98
그림 III-32. (a) Test Cond.3에서 간헐적으로 발생하는 보텍스 캐비테이션 이미지, (b) Test Cond.4에서 핵(nuclei)으로 인해 간헐적으로 발생하는 보텍스 캐비테이션 이미지 .....	100
그림 III-33. Test Cond.4에서 주기적으로 생성되어 성장하는 형태의 초생 보텍스 캐비테이션 이미지 .....	101
그림 III-34. (a) 보텍스 캐비테이션 형태에 따른 파워스펙트럼 밀도 비교; (a) 기존 연구결과(N.A. Chang et. al, 2010), (우) 모형시험 결과 .....	102
그림 III-35. (a) 20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리된 Test Cond.3에서의 시계열 신호와 선정된 5개의 pop 신호들, (b) 5개의 개별 pop 신호에 대한 위치추정 결과(① ~ ⑤) 및 10초 신호 전체를 이용하여 산출한 위치추정 결과(사각 박스) .....	104
그림 III-36. 20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리된 Test Cond.4에서의 시계열 신호 (▼:간헐적으로 생성되는 pop 신호, ▲: 주기적으로 관찰되는 chirp 신호) .....	105
그림 III-37. (a) Test Cond.4에서의 선정된 5개의 pop 신호에 대한 시계열 신호 (20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리됨), (b) 5개의 개별 pop 신호에 대한 위치추정 결과(① ~ ⑤) 및 10초 신호 전체를 이용하여 산출한 위치추정 결과(사각 박스) .....	106
그림 III-38. (a) Test Cond.4에서의 선정된 5개의 chirp에 대한 시계열 신호(20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리됨), (b) 5개의 개별 chirp 신호에 대한 위치추정 결과(① ~ ⑤) 및 10초 신호 전체를 이용하여 산출한 위치추정 결과(사각 박스) .....	107
그림 III-39. Test Cond,2 ~ 3에서 발생하는 캐비테이션에 대한 초고속 카메라 이미지 및 위치추정 결과 .....	108

그림 III-40. 센서 수량에 따른 음원위치 추정 결과(5개 센서) .....	110
그림 III-41. 센서 수량에 따른 음원위치 추정 결과(4개 센서) .....	111
그림 III-42. 센서 수량에 따른 음원위치 추정 결과(3개 센서) .....	112

## 표 목차

표 II-1. 센서 배열에서 측정된 1 BPF에서의 압력의 진폭 및 위상 .....	40
표 II-2. 다양한 조합의 해석적 음원 모델과 이에 상응하는 역산인자의 수 및 역산결과 산출된 목적함수 값 .....	41
표 II-3. "single quadrupole + double dipoles" 모델(PP-2)과 "quadrupole ring (1 for each blade) + double dipoles" 모델(PR-1)의 역산인자 탐색범위 및 역산 결과	42
표 III-1. 모형선-I 실험 조건 및 시각적으로 관찰된 캐비테이션 현상 .....	82
표 III-2. 모형선-II 실험 조건 및 시각적으로 관찰된 캐비테이션 현상 .....	89
표 III-4. 모형선-II 역산인자 탐색범위 및 역산결과 .....	95

# I. 서 론

## 1. 연구배경 및 목적

선박의 프로펠러는 생성기작에 따라 다양한 형태의 소음을 발생시키며, 수중에서 프로펠러로 인한 소음은 군사적인 측면에서 매우 중요한 문제로 오래 전부터 인식이 되고 있다. 최근에는 친환경 선박건조에 대한 요구가 증가하면서 군함뿐 아니라 상선에서도 프로펠러로 인한 소음이 새로운 문제도 대두되고 있으며, 향후 이러한 관심은 지속될 것으로 예상된다.

프로펠러에 의한 소음은 크게 다음의 네 가지 원인으로 설명할 수 있다[1].

- 1) 회전하는 프로펠러 날개 형상으로 인한 물의 체적변화에 따른 소음
- 2) 프로펠러 날개의 압력면과 흡입면간의 압력차이로 인해 발생하는 소음
- 3) 선체 뒷면에 형성된 불균일 유동장으로 인해 주기적으로 생성 / 소멸되는 공기방울의 거동으로 인한 소음
- 4) 보텍스 중심부에 생성된 공기방울의 수명주기 동안 갑작스런 생성 및 소멸 또는 공기방울 간 결합 또는 분열로 인해 발생하는 소음

1), 2)의 소음은 비공동 소음과 관련된 두께소음과 하중소음에 해당되며, 3), 4)의 소음은 캐비테이션이 발생했을 때 생성되는 공동 소음과 관련 있다. 캐비테이션의 유형은 유체동력학적 현상, 발생위치, 동적 변화 등의 요인에 따라 다양하게 분류할 수 있으나, 소음관점에서는 크게 선체 반류장의 영향에 따라 주기적으로 발생하는 비공동(non-cavitation) 또는 얇은층 캐비테이션(sheet cavitation)으로 인해 발생하는 협대역(narrow band) 소음성분과 날개면 끝 또는 허브에서의 와류꼬임 현상으로 인해 발생하는 날개끝 보텍스 캐비테이션(TVC, tip vortex cavitation) 또는 허브 보텍스 캐비테이션(HVC, hub vortex cavitation)으로 인해 발생하는 광대역(broadband) 소음성분으로 구분할 수 있다. 이들에

대한 소음특성을 정리하면 그림 I-1과 같다. 비공동 소음과 얇은층 캐비테이션 소음의 경우 발생 원인이 프로펠러의 주기적인 회전운동과 관련 있기 때문에 프로펠러의 초당회전수와 날개수의 곱으로 산출되는 날개통과주파수(BPF, blade passage frequency)와 관련된 협대역 성분의 주파수 특성을 보이며, 강한 펄스 형태의 소음으로 인해 프로펠러 상부의 선체를 가진 시키게 된다. 그림 I-1.(a), (b)는 모형시험에서 측정된 비공동 소음과 얇은층 캐비테이션 소음의 주파수 스펙트럼을 보여준다. 비공동 소음의 경우 1 BPF 성분만이 지배적으로 관찰되고 있는 반면 얇은층 캐비테이션의 경우 1 BPF 성분 뿐 아니라 2차 이상의 조화성분(harmonic components)이 함께 나타나는 특징을 관찰 할 수 있다 [2, 3].

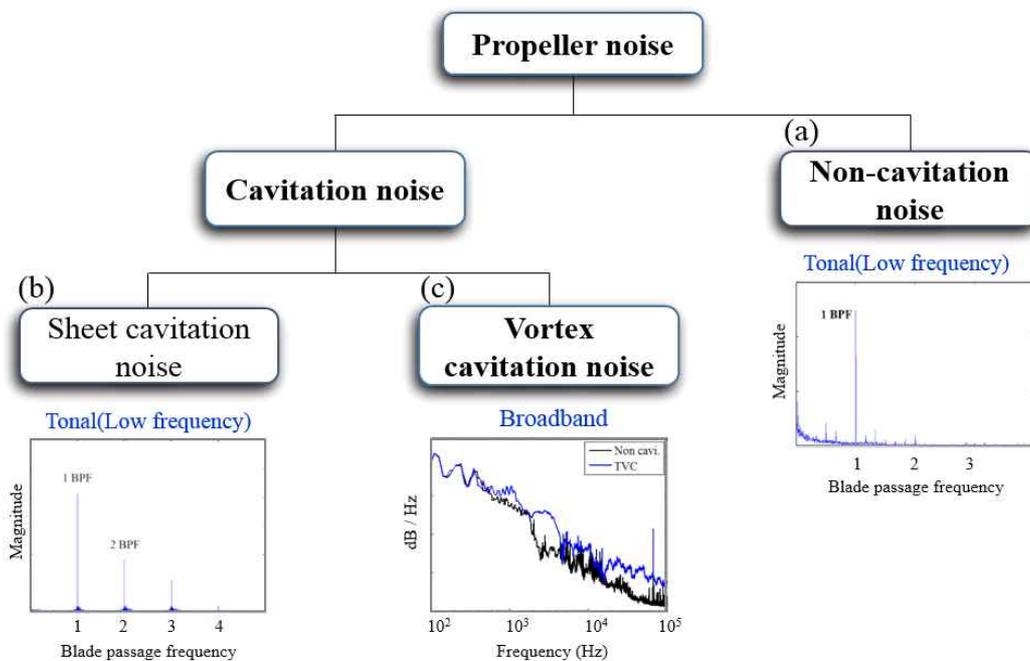


그림 I-1. 프로펠러 소음원 분류 및 특성; (a) 비공동 소음 주파수 스펙트럼[2], (b) 얇은층 캐비테이션 소음 주파수 스펙트럼[3], (c) 보텍스 캐비테이션 소음 주파수 스펙트럼[5].

반면, 보텍스 캐비테이션의 경우 주로 프로펠러의 날개끝이나, 허브에서 발생하게 되며, 날개 끝단에서의 와류꼬임 현상으로 발생하는 보텍스 내부의

압력 저하로 발생하는 캐비테이션으로 광대역 소음의 특성을 갖는다. 또한, 일반적으로 가장 먼저 발생하기 때문에 군사적으로 매우 중요한 소음원으로 간주되고 있다[4]. 그림 I-1.(c)는 모형시험에서 계측된 비공동 상태에서의 소음과 날개끝 보텍스 캐비테이션(TVC, tip vortex cavitation)이 생성되었을 때의 파워스펙트럼밀도를 보여주는 그래프로 보텍스 캐비테이션의 광대역 소음 특성을 확인할 수 있다[5].

즉, 프로펠러의 소음원들은 발생원리에 따라 협대역 또는 광대역 신호의 특징이 있으며, 음향센서 배열을 통해 수신된 이러한 소음들은 음원의 위치 및 세기에 관한 다양한 정보를 가지고 있다. 그러나 지금까지 음향센서는 모형시험 또는 실선 시운전 평가시 단순히 프로펠러로 인한 소음의 음압 변화만을 감지하거나, 캐비테이션의 발생여부를 판단하기 위한 보조적인 수단의 제한적인 용도로만 적용되어 왔다. 본 연구에서는 프로펠러에서 발생하는 음원에 대한 정보를 얻기 위하여 선체 하부에 매립된 음향센서 배열을 이용하여 소음을 계측하였으며, 수중음향학에서 음원정보를 도출하는데 이용되는 정합장처리 기법(matched-field signal processing method)을 적용하였다. 이를 통해 도출된 비공동 소음원의 위치 및 세기를 기반으로 비공동으로 인한 선체 변동압력을 예측하고 특성을 분석하였으며, 더 나아가 광대역 소음 특성을 갖는 보텍스 캐비테이션의 발생위치 추정에도 제안된 기법이 유효함을 확인하였다.

## 2. 논문의 구성

본 논문은 크게 두 가지 연구내용으로 구성되었다. I 장에서는 프로펠러 소음의 특징 및 연구 동기에 관해 간략하게 기술하였으며, 이 후 II 장에서는 프로펠러 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정에 관한 내용을, III 장에서는 광대역 정합장처리 기법을 이용한 초생캐비테이션의 위치추정 기법에 관해 기술하였다.

## II. 프로펠러 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 기법

### 1. 연구개요

선박의 소음과 진동은 탑승객과 승무원의 거주 안락성에 큰 영향을 미치며, 민감한 장비 또는 탑재 화물의 안전과 깊은 관련이 있다. 최근 들어 선박 승객의 안락성이 중요시되면서 이와 관련된 선박의 소음, 진동에 관한 관심이 증가하고 있으며, 관련 규제가 점차 강화되는 추세이다. 특히 수백 Hz 미만의 저주파 소음 및 진동의 경우 저감장치를 통한 사후 조치가 용이하지 않다. 따라서 설계 초기단계에 저주파 소음 및 진동의 주요 원인인 프로펠러 소음에 대한 정확한 예측이 필요하며, 이를 통해 문제시 될 수 있는 소음원에 대한 사전 조치가 필수적으로 수행되어야 한다[6].

프로펠러의 소음은 발생원리에 따라 크게 공동 소음(cavitation noise)과 비공동 소음(non-cavitation noise)으로 구분할 수 있다. 공동 소음은 프로펠러 날개면에서 압력 저하로 인해 발생하는 공기방울의 거동과 관련된 소음이며, 비공동 소음은 프로펠러 날개의 형상과 회전운동으로 인해 발생하는 유체동역학적 소음(hydrodynamic noise)이라 할 수 있다.

일반적으로, 비공동 소음에 비해 공동 소음이 선박의 소음진동 및 방사소음에 기여하는 바가 가장 크기 때문에, 공동발생을 지연시키는 기법과 이와 관련된 프로펠러 설계에 관한 다양한 연구가 진행되어 왔다[7 - 10]. 그 결과 캐비테이션으로 인한 선박의 소음/진동 및 방사소음은 과거에 비해 획기적으로 개선되고 있으며, 특히 군사적인 목적의 저소음 프로펠러 개발에 많은 연구가 현재까지도 진행 중이다.

이러한 연구적 성과로 인해 공동 소음에 비해 상대적으로 등한시 되었던 프로펠러 비공동 소음의 중요성이 날로 커지고 있다. 공동현상이 발생하기 이전 단계에서는 프로펠러 날개의 두께 또는 하중에 의한 유체동역학적 소음이 프로펠러 소음의 지배적인 요소이다. 특히 최근 연료 소모의 효율성을 고려하여 저속 영역에서 운항하는 상선이 비율이 증가하고, 프로펠러 회전면에서의 선체반류 효과를 최소화 하여 공동 발생을 최소화한 포드

프로펠러(Podded propeller) 등의 발달에 힘입어 프로펠러의 비공동에 의한 소음 및 진동의 중요성이 부각되고 있다. 뿐만 아니라 높은 정수압 조건에서 운용되는 잠수함 또는 어뢰와 같은 잠수체의 프로펠러에 있어서는 비공동 소음이 주요한 자체 소음원으로 고려되고 있다. 그러나 이에 반해 아직까지 선박의 프로펠러 비공동 소음에 관한 연구는 공동 소음에 비해 매우 부족한 실정이다[11 - 15].

본 연구의 목적은 모형시험단계에서 프로펠러 상부 선체에 매립된 음향센서 배열에서 측정된 음향신호를 기반으로 비공동 소음으로 인한 선체 변동압력을 정확히 예측하는데 있다. 이를 위해 비공동 소음원을 두께소음(thickness noise)과 하중소음(loading noise)으로 구분하였으며, 각각을 발생원리에 따라 등가 소음원으로 모델링 하였다. 각 소음원의 분포형태, 세기, 위상 및 위치를 찾고자 하는 역산 인자로 설정하였으며, 수중음향학 분야에서 지음향 인자(geo-acoustic parameter) 역산에 널리 사용 중인 정합장 역산 기법(matched-field inversion method)을 적용하여 제안된 모델의 역산 인자를 탐색하였다.

이후 도출된 비공동 소음의 해석모델을 기반으로 비공동으로 인한 선체 변동압력을 예측하였으며, 비공동 소음을 구성하는 하중소음과 두께소음의 특징을 기존 연구결과와의 비교 분석하였다.

## 2. 기존연구 분석

선박 프로펠러의 비공동 소음 예측에 관한 연구는 공동 소음에 비해 저조한 편이나, 공동 소음 예측에 적용되는 방법[3]과 크게 다르지 않다. 크게 전산유체역학(CFD, computational fluid dynamics)을 이용한 수치해석적인 접근방법과 캐비테이션 터널에서 모형선에 매립된 압력센서의 데이터를 이용하는 실험적인 접근방법으로 구분할 수 있다. 공동 소음의 경우 수치해석적인 접근방법 뿐 아니라 실험적인 접근방법 또한 널리 적용되고 있다. 공동 소음으로 인한 선체 표면에서의 변동압력은 공간적인 위상차가 작게 나타나기 때문에 일반적으로 공간상으로 등위상(等位相) 조건(inphase

state)의 가정 하에 계측신호의 진폭변화를 공간적 외삽법(spatial extrapolation method)을 통해 선체 표면 전체에서의 변동압력을 예측하는 경험적인 방법이 널리 사용되고 있다. 그러나 비공동 소음의 경우 센서 계측신호간의 공간적 위상차가 크게 나타나기 때문에[1, 15] 각 센서들에서 계측된 신호의 정확한 위상정보가 필요하며, 제한된 공간에서 계측된 데이터만을 활용해 전체 변동압력의 예측하기에는 많은 어려움이 있다.

일반적으로 프로펠러 비공동 소음의 해석은 근지장(near field)과 원지장(far field)을 서로 분리하여 해석하는 결합된 수치해석적 방법(coupled numerical method)이 방법이 널리 적용되고 있다[11 - 14]. 정확한 근거리에서의 비정상 유동장(unsteady flow field) 해석을 위해 포텐셜 기저 패널법(potential based panel method), Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) 또는 large eddy simulation(LES)과 같은 CFD 기반의 기법들이 적용되고 있다. 이때 해석 결과로 얻어지는 프로펠러 표면에서의 압력분포를 기반으로 원거리에서의 음장은 Ffowcs-Williams Hawkins(FWH) equation 또는 Kirchhoff-Helmholtz integral equation(KH)과 같은 음향 상사법을 이용하여 계산된다.

H. Seol[11] 등은 비점성 포텐셜 기저 패널법(non-viscous potential-based panel method)을 이용하여 프로펠러 근처에서 비정상 유동장을 해석하였으며, 이때 얻어진 프로펠러 표면에서의 압력 분포를 입력 값으로 하여 시간영역 FWH의 음향 상사법을 통해 원거리 음장을 예측한 바 있다. 해당 연구에서는 프로펠러의 하중소음/loading noise)과 두께소음(thickness noise)의 지향패턴(directionality pattern)을 분석하였으며, 하중소음의 음압수준이 두께소음에 비해 상당히 높은 것을 확인하였다. Q. Yang[12] 등은 LES를 이용하여 근접장에서의 유동장을 해석하였으며, 주파수영역에서 음향경계요소법(acoustic boundary element method)을 적용하여 비공동으로 인한 원거리에서의 음장을 예측하였다. 이러한 방법들의 공통점은 프로펠러 표면에서의 압력분포 예측을 위해 프로펠러를 수많은 격자들로 이산화 하는 과정이 필요하다는 것이다.

또 다른 접근 방법으로는 비공동 소음원의 해석적 모델링(analytic source modeling)을 통하여 원거리에서의 비공동으로 인한 음장을 예측하는 기법이

있다. J. Breslin 과 P. Andersen[16]은 선형화된 양력면 이론(linearized lifting surface theory)을 기반으로 비공동 소음의 두께소음과 하중소음으로 인해 유기되는 압력장을 프로펠러 날개의 noise-tail line 에 따라 평행하게 또는 수직으로 분포하는 dipole 로 표현할 수 있음을 증명하였다. E. van Wijngaarden [15] 등은 이를 기반으로 두께소음과 하중소음을 각각 dipole 과 longitudinal quadrupole 형태의 등가 점음원(equivalent point source)으로 모델링하였으며, 음향센서를 이용한 계측신호와와의 비교를 통해 제안된 음원들의 세기를 예측하는 기법을 제안한 바 있다. 이때 계산의 용의성을 위해 하중소음과 두께소음을 각각 동일한 세기의 dipole, longitudinal quadrupole 점음원들의 균일한 분포로 가정하였으며, 음원의 위치, 축 방향(axis direction)은 이미 알고 있다고 가정한 후 음원의 세기만을 미지수로 설정하여 역산문제를 선형화시켰다. 선형화로 간략화된 역산문제는 음원의 세기만을 미지수 갖게 되며, 이는 특이값 분해(SVD, singular value decomposition)와 같은 선형화된 문제를 다루는 기법을 이용하여 해결하였다.

E. Van Wijngaarden[15] 등의 방법은 소음원의 해석적 모델을 제시하여 실험 데이터를 기반으로 음원의 세기를 결정짓는 방식으로, 실제 통상적으로 행해지는 프로펠러 모형실험을 통해 비교적 용이하게 프로펠러의 비공동 소음을 예측할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 음원의 분포형태와 역산인자 결정에 있어 다음과 같은 문제점이 있다.

- 1) 하중소음원 모델인 dipole 의 분포 형태 결정시 실제 프로펠러가 운용되는 환경에서의 선체 반류장이 적절히 고려되지 않았다는 것이다. 일반적으로 프로펠러 회전면에서의 선체 반류장은 공간적으로 불균일한 유동장(spatially non-uniform wake field) 형태를 갖으며, 프로펠러 날개면에서 주기적인 압력장의 변화를 야기한다[1]. 따라서 E. Van Wijngaarden 이 가정한 하중소음의 분포형태인 “일정한 세기를 갖는 반지 형태(ring type)의 dipole 분포”는 실제 프로펠러가 운용되는 선체 반류장의 특성을 반영하기에는 한계가 있다.

- 2) 제안된 dipole 과 longitudinal quadrupole 모델의 역산인자가 지나치게 단순화 되었다는 것이다. 공동 소음의 해석 모델인 monopole 과는 달리 dipole 과 longitudinal quadrupole 음원은 지향패턴을 갖는다. 따라서 정확한 음원 모델링을 위해서는 음원의 세기, 위치 뿐 아니라 음원 축의 방향도 역산인자에 포함되어 있어야 한다. 그러나 E. Van Wijngaarden 의 모델에서는 음원의 위치와 축의 방향은 이미 알고 있는 인자라고 가정하였으며, 음원의 세기만을 역산을 위한 인자로 설정하였다.

본 연구에서는 이러한 문제점을 보완한 새로운 형태의 프로펠러 비공동 소음원의 해석 모델을 제시하고자 하였다. 선형화된 양력면 이론과 실제 프로펠러가 운용되는 불균일 유동장 환경을 고려하여 비공동의 하중소음 및 두께소음을 각각 dipole 과 longitudinal quadrupole 형태의 점음원으로 모델링하였으며, 음원의 분포형태는 프로펠러 상부 영역에 임의의 형태로 분산된 점음원으로 가정하였다. 또한 기존의 모델과는 달리 음원의 세기, 위치 및 축의 방향 모두가 역산인자로 고려되었으며, 이러한 인자들은 수중음향학에서 다중인자(multi-parameter) 역산에 적용되고 있는 정합장 역산기법을 적용하여 결정되었다. 정합장 역산기법은 해저지질의 밀도, 음속 등 지음향 인자 역산에 널리 적용되고 있으며[17], 이미 얇은층 공동의 역산인자 탐색에 성공적으로 적용된 바 있다[3]. 본 연구에 적용된 정합장 역산기법에서는 공동터널에서 음향센서 배열을 통해 계측된 비공동 음향신호와 음향경계요소법을 이용하여 계산된 복제음장간의 유사도를 비교하는 방법으로 역산인자가 결정되었다. 또한 효율적인 역산인자 탐색을 위해 최적화 기법이 적용되었다. 역산결과로 얻어진 인자들을 이용하여 최종적으로 선체 표면에서의 변동압력을 예측할 수 있었다.

일반적으로 모든 선박에 대해 실선에서의 변동압력을 예측하기 위하여 프로펠러 상부에 매립된 음향센서 배열을 이용하여 모형선의 변동압력이 계측된다. 본 기법은 이렇듯 통상적으로 행해지는 실험 데이터를 기반으로 음원의 인자를 결정하는 기법이기 때문에 모형시험 단계에 비교적 용이하게

적용가능한 방법이라고 할 수 있으며, 선박 및 프로펠러 설계 초기 단계에 프로펠러로 인한 선체변동압력에 관한 정보를 제공한다.

### 3. 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 절차

본 연구에서 적용한 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정절차는 그림 II-1 과 같다. 추정절차는 크게 전처리(pre-processing), 주처리(main processing) 그리고 후처리(post processing) 단계로 구분할 수 있다. 전처리 단계에서는 비공동 소음의 발생원리를 분석하여 해석적 등가 소음원을 모델링하고 모델에 대한 역산하고자 하는 인자들을 정의하였다. 이후 대형 캐비테이션 터널에서 모형선 프로펠러 상부에 매립된 음향센서 배열을 이용하여 비공동 소음을 계측한다. 계측된 음향신호를 바탕으로 향후 주처리 단계에서 생성된 복제음장과 유사도 비교에 사용될 공분산행렬(CSDM, cross spectral density matrix)을 생성한다. 공분산행렬은 음향센서 배열에 계측된 음장을 기반으로 생성되며, 음향 센서간의 진폭비와 위상차에 대한 정보를 갖는다.

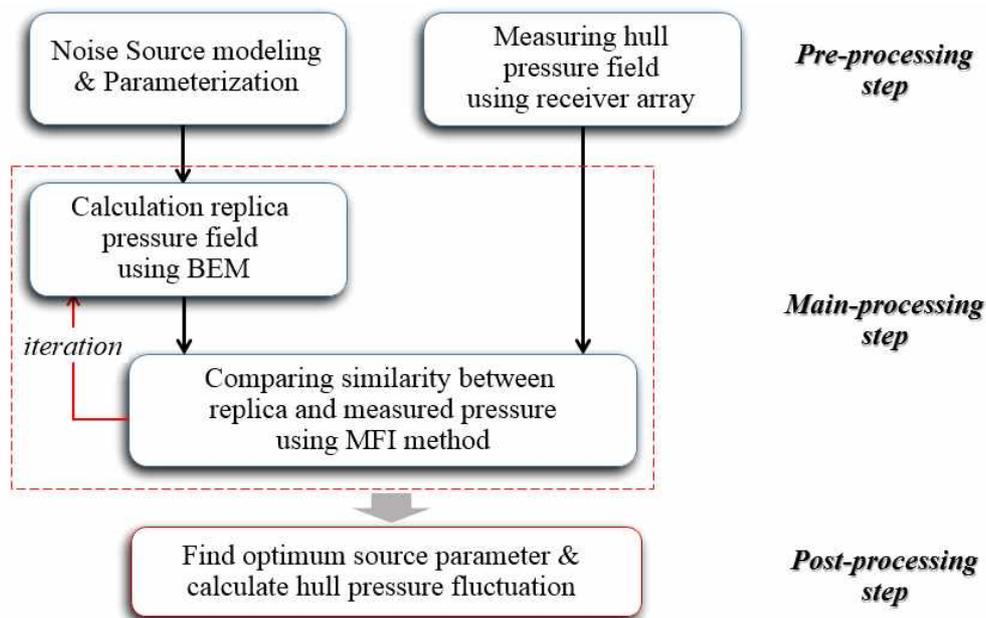


그림 II-1. 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 절차.

주처리 단계에서는 프로펠러 주위 임의의 위치에 음원모델을 위치시킨 후 모형선 선체에 매립된 음향센서 배열 위치에서의 복제음장을 모의한다. 이때

전달함수는 터널내부에서의 다중반사 및 산란의 효과를 고려해 주기위해 음향경계요소법을 적용하였다. 모의된 복제음장은 전처리 단계에서 예측된 음장과 정합장 프로세서를 통해 유사도가 평가되게 된다. 이러한 과정을 반복적으로 수행하여 유사도가 가장높은 음원의 인자를 탐색하게 되며, 본 연구에서는 효율적인 탐색하기 위하여 복합 최적화 기법인 ASSA(**adaptive simplex simulated annealing**)를 이용하여 음원의 인자를 결정하였다.

마지막으로 후처리 단계에서는 주처리 단계에서 도출된 음원인자를 이용하여 선체 표면에서의 압력분포를 BEM 을 이용하여 계산하며, 이를 통해 비공동 소음으로 인한 선체 기진력 및 변동압력의 진폭과 위상에 대한 정보를 얻을 수 있다.

전처리 및 후처리 단계는 matlab 기반으로 작성되었으며, 주처리 단계에서 복제음장 생성 및 예측신호와의 유사도비교, 최적화 기법은 FORTRAN 기반으로 작성되었다.

## 4. 프로펠러 비공동 소음원의 모델링 특성

본 장에서는 비공동 음원에 대한 해석적 모델을 제시하기 위하여 비공동 소음원을 분류하고 특징을 분석하였으며, 결국 변동하중소음과 두께소음을 비공동 소음의 지배적인 소음원으로 도출하였다. 변동하중소음과 두께소음의 해석적 모델을 제시하기 위하여 우선 양력면 이론을 기반으로 프로펠러의 하중소음과 두께소음을 각각 dipole과 longitudinal quadrupole로 모델링 할 수 있음을 제시하였다. 해석적 모델을 제시함에 있어 음원의 형태 뿐 아니라 음원의 분포 형태 또한 변동압력에 미치는 영향이 크기 때문에[18] 프로펠러의 운용 환경이 고려된 분포 형태를 갖는 최종적인 비공동 소음원의 해석적 모델이 제안되었으며, 이를 기반으로 궁극적으로 역산하고자 하는 소음원의 인자를 도출하였다.

### 4.1. 비공동 소음의 분류

프로펠러 날개에 의한 유체동력학적 소음에 관한 연구는 공력소음(aeroacoustics) 분야에서 오래전부터 진행되어 왔다. 특히, 항공기의 터보프롭엔진(turboprop engine) 또는 헬리콥터 날개로 인한 소음연구를 중심으로 연구가 진행되었으며[19, 20], Lighthill 방정식[21]에 근거한 Ffowcs Williams-Hawking의 음향상사 방정식이 적용되었다.

$$\frac{1}{c_0} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [p'_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (\text{II-1})$$

움직이는 물체에 의한 소음은 식 (II-1)과 같이 음원(source) 항을 갖는 비제차 파동방정식(inhomogeneous wave equation) 형태의 FWH 방정식으로 표현할 수 있다. 식 (II-1) 우측의 세 항은 monopole, dipole, quadrupole 음원을 나타내며, 각각 두께소음(thickness noise), 하중소음/loading noise) 그리고 난류소음(turbulence noise)을 나타낸다. 여기서  $f(x, t)$ 는 날개의 표면에서 0의

값을 갖는 smooth function이며,  $p'$ 는 날개 표면에서 압력 변동을,  $\rho_0$ ,  $c_0$ 은 각각 매질의 밀도와 음속을 나타낸다. 프로펠러 날개가 유체에 노출되었을 때  $v_n$ 과  $p'n$ 은 각각 날개 표면 수직인 속도와 날개의 단위 면적당 힘을 나타낸다. 세 번째 항의 Lighthill stress tensor는  $T_{ij} = \rho v_i v_j + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} - \sigma_{ij}$ 이며, 일반적으로 수중에서는 낮은 마하수(Mach number)로 인해 고려되지 않는다[22].

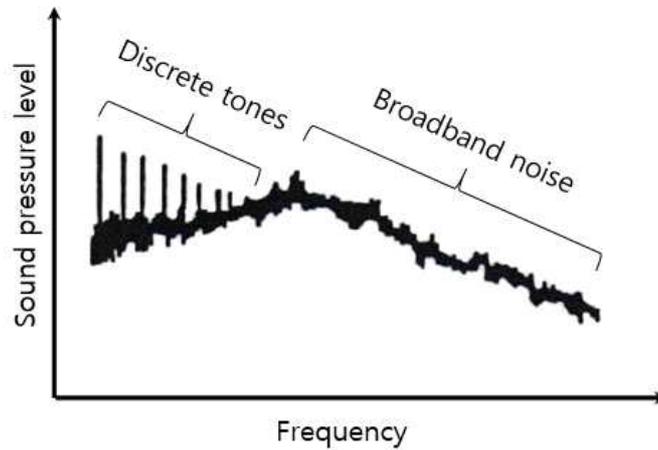


그림 II-2. 이상적인 비공동 소음의 스펙트럼 [1].

그림 II-2는 프로펠러 비공동 소음의 이상적인 주파수 스펙트럼을 나타낸 그래프이다. 주로 저주파수 영역에서는 프로펠러 날개의 회전수와 관련된 불연속적인 협대역성분이 지배적이며, 고주파수 영역에서는 난류소음으로 인해 광대역 소음이 지배적인 특징이 있다. 그러나 실제 모형시험을 통해 계측된 신호에서는 광대역성분이 주변소음과 구분이 힘들 정도로 낮게 나오는 경향이 있으며, 조화성분의 협대역 신호는 매우 낮게 나타난다.

선박 프로펠러의 공동 소음 또한 공력소음 예측에 적용된 FWH 음향상사 방정식을 적용될 수 있으나, 프로펠러의 작동 특성 및 운용환경의 차이로 실제 나타나는 공동 소음의 특성이 항공기의 그것과는 상이하게 나타난다.

**Aeronautical field**



**Marine field**



	UH-60	Commercial vessel
# of blade / radius	4 EA / 8.18 m	4 ~ 6 EA /
RPM / velocity at mid-chord	258 rpm / 110.5 m/s (at nominal speed)	110 rpm / 41.4 m/s (at cruise speed)
Medium density	1.184 kg/m <sup>3</sup>	999 kg/m <sup>3</sup>
Sound speed	343 m/s	1027 m/s
Mach number	0.322	0.028
<i>ka</i>	2.6	0.2

그림 II-3 항공기(UH-60)와 선박의 프로펠러 운용 환경 특성 비교.

그림 II-3은 헬기(UH-60)와 일반 상선 프로펠러의 운용 환경 특성을 비교하여 나타낸 표이다. 헬기와 선박 프로펠러의 비공동 소음은 모두 회전운동을 하는 날개에 의해 발생하는 유체동역학적 소음이라는 공통점이 있지만, 작동 조건 및 운용 환경은 큰 차이가 있다. 일반적으로 터보팬 항공기의 경우 날개의 회전속도는 음속에 가까우며(transonic), 헬기의 경우는 이보다 회전속도는 느리지만 일반 상선의 경우보다 2배 이상 높은 수치를 보여준다. 또한 매질의 특성을 보면 해수의 경우 음속은 공기에 비해 3배 이상 높으며, 밀도는 약 800배 이상(15°C 기준) 높은 특징이 있다. 무차원수인 마하수(Mach number = velocity of source / speed of sound in the medium)와  $ka$  (= wave number  $\times$  radius)을 비교해 보면 이러한 특징을 보다 잘 설명할 수 있다. 마하수는 유체의 압축성 유동을 나타내는 무차원수로 항공기의 경우 0.2 ~ 0.3보다 큰 수치를 나타내어 날개를 둘러싼 매질의 압축성(compressibility)의 기여도가 고려되어야 하지만, 선박 프로펠러의 경우 0.1보다 매우 작은 수치로 비압축성 유동(incompressible flow)으로 간주할 수 있어 유체의 압축성은

무시할 수 있음을 알 수 있다. 또한 선박의 경우 항공기 프로펠러보다 훨씬 작은  $ka$  값을 갖고 있어 음향적으로 compact noise source의 특징을 보이고 있다[23]. 따라서 선박의 프로펠러의 경우 비압축성의 특징을 갖는 매질에서 운용되는 compact noise source의 특징을 갖고 있다고 할 수 있으며, 이러한 특징은 본 장에서 프로펠러 비공동 소음원의 해석적 모델(analytic source model)을 제시하는데 기본 전제가 되었다.

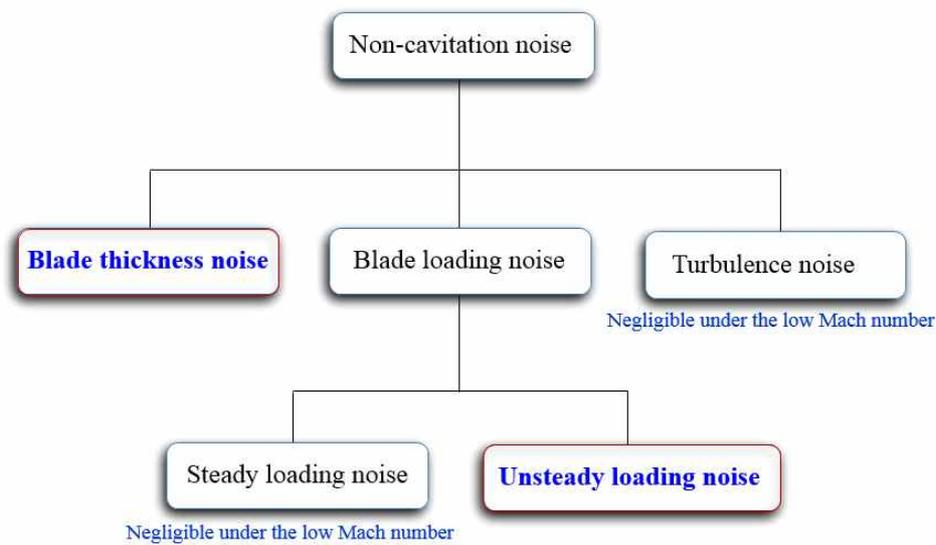


그림 II-4. 소음발생 원리에 따른 비공동 소음 분류.

비공동 소음은 FWH 방정식에 따라 그림 II-4와 같이 두께소음(thickness noise), 하중소음/loading noise) 그리고 난류소음(turbulence noise)으로 구분할 수 있다. 두께소음은 날개가 지나가면서 주위 유동의 체적을 변화시키면서 나타나는 소음으로 일반적으로 monopole 형태 음원의 특징을 갖는다. 하중소음은 날개 표면의 압력 변화에 의해 생기는 소음으로 발생원리에 따라 크게 두 가지로 구분할 수 있다. 첫 번째는 평균 하중소음(mean hydrodynamic loading noise)으로 균일 유동장에서 회전하는 프로펠러 전체에서 연속적으로 발생하는 하중소음이며 연속적인 dipole의 분포로 표현될 수 있다. 두 번째는 변동 하중소음(fluctuating loading noise)으로 불균일 유동장에서 불연속적으로 발생하는 하중소음이며 dipole cluster로 표현될 수 있다[1]. 이중 평균

하중소음은 날개의 개수 및 마하수와 밀접한 관계가 있으며, 일반적으로 날개의 개수가 제한적이고 매우 낮은 마하수의 특징을 환경에서 작동되는 선박의 프로펠러의 경우 그 기여도가 매우 작다고 할 수 있다[22]. 따라서 선체 반류로 인한 불균일 유동장에서 운용되는 선박 프로펠러의 경우 변동 하중소음의 기여도가 가장 크다고 할 수 있다[1, 12]. 난류소음 또한 수중에서는 낮은 마하수로 인해 무시할 수 있다[11].

따라서 본 연구에서는 프로펠러의 비공동 소음을 날개의 두께소음과 변동 하중소음 각각의 소음발생 원리를 고려하여 해석적 음원 모델(analytic source modeling)을 제시하였다.

## 4.2. 날개 하중소음 모델

### 4.2.1 소음원 특징 및 형태

J. Breslin과 P. Anderson[16]은 이상유체 가정 하에 운동방정식과 양력면 이론을 기반으로 하중소음으로 인해 발생하는 압력장을 유도하였다. 두께가 있는 날개의 흡입면과 압력면간의 압력차는 수직방향으로 작용한다는 사실에 기반을 두어 유체의 섭동 속도(perturbation velocity)로 인한 날개표면 임의의 위치에서의 축방향(axial), 반경방향(radial) 및 접선방향(tangential)으로 작용하는 힘을 유도하였으며, 날개 표면전체에 대한 적분을 통해 아래와 같은 최종식을 유도하였다. 상세한 유도과정은 부록 A에 수록하였다.

$$p'_l(x, r, \gamma) = -\frac{1}{4\pi} \Delta p(h', r') dS' \left\{ \cos\beta' \frac{\partial}{\partial x'} - \frac{\sin\beta'}{r'} \frac{\partial}{\partial \psi'} \right\} \frac{1}{R} \Big|_{\psi' = \frac{\omega}{U} x'} \quad (\text{II-2})$$

여기서  $R = \sqrt{(x-x')^2 + r^2 + r'^2 - 2rr' \cos(\gamma - \gamma_0 - \psi')}$ 이며, 날개 표면의 임의의 위치  $(x', r', \gamma')$ 와 유체장 내의 임의의 위치  $(x, r, \gamma)$  사이의 거리를 원통형 좌표계로 나타낸 것이다. 식 (II-2)는 축방향과 접선방향으로 분포하면서 날개면과 수직인 음원 축(source axis)을 갖는 dipole의 분포로 해석할 수 있으며, 이때 dipole 음원의 세기는  $\Delta p dS'$  이다. 즉 하중소음은 날개면에 수직한 방향으로

로 생성되는 압력면과 흡입면과의 압력차와 날개의 면적에 비례한다는 것을 알 수 있다.

4.1절에서 언급한 바와 같이 수중에서의 프로펠러는  $ka$  값이 1보다 매우 작기 때문에 음향의 관점에서 compact noise source로 해석할 수 있으며, 본 논문에서는 식 (II-2)에 근거하여 그림 II-5와 같이 날개의 nose-tail line( $h'$ )에 수직인 음원 축(source axis)을 갖는 dipole 음원들로 하중소음의 소음원을 모델링하였다.

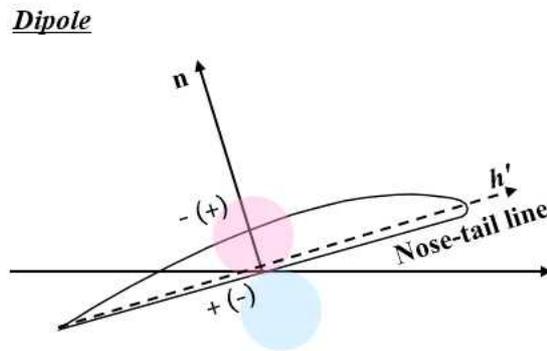


그림 II-5. 프로펠러의 nose-tail( $h'$ ) 단면에 나타난 하중 소음원 dipole의 모식도.

#### 4.2.2 해석적 음원 모델 제안

4.2.1절에서 프로펠러의 하중소음원은 날개면에 수직인 축을 갖는 dipole 형태의 소음원으로 표현 가능함을 제시하였다. 대부분의 프로펠러는 선체 및 수면하 부착물로 인해 형성된 불균일 유입류 환경에서 회전 운동을 하게 된다. 그림 II-6.(a)는 프로펠러 회전면에서 형성된 선체 반류장의 전형적인 형태를 보여주고 있다. 프로펠러 전부에 위치한 선체의 영향으로 일반적으로 프로펠러 회전면 상부에 상대적으로 낮은 유입류 속도가 관측된다. 이로 인해 프로펠러가 회전면의 상부를 지날 때마다 날개면의 받음각( $\alpha'$ )이 나머지 영역을 지날 때 받음각( $\alpha$ ) 비해 순간적으로 증가하는 현상이 발생하게 된다(그림 II-6.(b)). 이러한 받음각의 증가( $\alpha' - \alpha$ )는 날개가 회전면의 상부를 지날 때마다 주기적으로 프로펠러의 변동 하중성분을 생성하게 된다. 이러한 현상은 실

제 모형선을 이용한 비공동 시험에서 쉽게 관찰할 수 있다. 그림 II-6.(c)는 모형시험 결과 계측된 비공동 소음의 시계열 신호를 나타내고 있으며, 프로펠러가 한번 회전할 때 날개의 숫자와 동일한 6개의 피크(peak) 값이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서 선체 반류장이 형성된 상황에서 운용되는 프로펠러의 경우 하중변동소음이 지배적인 소음원인 것을 확인할 수 있으며, 주로 프로펠러 회전면 상부에 소음원이 위치한다는 사실을 직관적으로 예측할 수 있다.

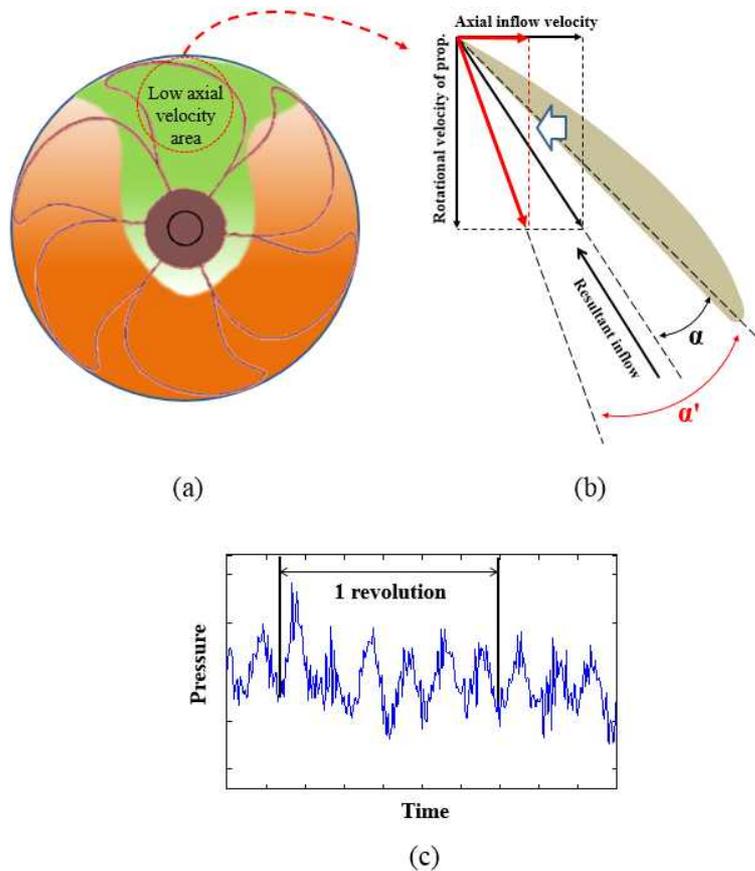


그림 II-6. (a) 프로펠러 회전면에서의 전형적인 축방향 속도분포도, (b) 프로펠러 날개의 특정 반경위치( $R$ )에서의 속도성분, (c) 음향센서에서 계측된 비공동 소음의 시계열 신호.

E. Van Wijngaarden[15] 등은 프로펠러의 하중소음원을 dipole 음원으로 가정하였으며, 그림 II-7.(a)와 같이 프로펠러 날개 끝부분에 dipole 음원들을 일

정한 간격으로 분포시킨 반지(ring) 형태의 해석적 음원모델을 제시한 바 있다. 이때 각 dipole 음원들은 동일한 세기를 갖으며, 날개면과 수직인 음원의 축(source axis)을 갖는다고 가정하였다. 그러나 이러한 가정들은 프로펠러에 미치는 하중이 일정한 균일 유입류를 가정했을 때 성립할 수 있는 음원의 분포 형태로, 불균일 유입류로 인해 그림 II-6과 같이 주기적인 변동하중이 발생하는 실제 프로펠러의 운용환경에는 적합하지 않은 분포 형태라 할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 실제 프로펠러의 운용환경을 기반으로 그림 II-7.(b)에서와 같이 상대적으로 낮은 축방향 속도성분의 유동장이 존재하는 프로펠러 상부에 점음원(point source) 형태로 분포하는 dipole 음원들로 변동 하중소음을 모델링하였다. 또한 음원의 세기 뿐 아니라 위치, 축 방향 또한 역산을 위한 인자로 설정하였으며, 이러한 음원 인자는 역산기법을 적용하여 최적의 값을 도출하고자 하였다.

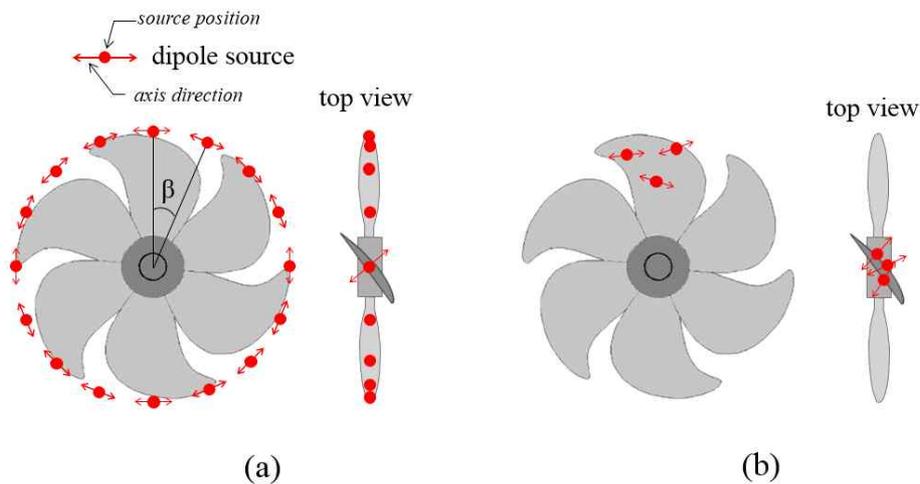


그림 II-7. (a) E. van Wijngaarden[15]이 제안한 하중소음의 해석적 모델,  
(b) 본 연구에서 제안된 하중소음의 해석적 모델.

본 연구에서는 음원인자 역산이 주파수 영역에서 수행되고, 이때 지배적인 1 BPF 성분의 음향신호가 사용된다. 이러한 1 BPF 신호는 그림 II-6에서와 같이 프로펠러가 선체 반류장 상부를 지날 때 마다 생성되는 주기적인 변동하중에 의해 생성된다. 따라서 프로펠러의 변동 하중으로 인한 1 BPF 신호는 특정위치에 위치한 소음원으로부터 기인한다고 볼 수 있으며, 고정된

dipole의 점음원(stationary dipole point source) 형태로 모델링 할 수 있다. R. Kinns and C. Bloor[18, 24] 또한 변동 하중성분을 고정된 dipole 음원으로 모델링한 바 있으며, dipole 음원의 위치에 따른 선체변동압력 분포의 특징을 음향 경계요소법을 이용하여 분석한 바 있다.

### 4.3. 날개 두께소음 모델

#### 4.3.1 소음원 특징 및 형태

두께소음은 날개의 형상과 관계가 깊으며, 날개 형상으로 인한 유체의 체적변화로 인해 발생하는 소음이다[25]. 움직이는 물체에 의한 두께소음은 식 (II-1) 우변의 첫째항으로 표현할 수 있으며, monopole 형태의 음원으로 표현할 수 있다. 그러나 선박의 프로펠러는 매우 복잡한 형상을 갖고 있기 때문에 단순한 monopole 음원을 두께소음의 해석적 음원모델로 적용하기에는 한계가 있다. J. Breslin과 P. Andersen[16]은 양력면 이론을 기반으로 프로펠러의 두께 영향을 날개의 chord line을 따라 분포하는 source와 sink들로 표현 가능하다는데 착안하여 식 (II-3)과 같이 연속방정식(continuity equation)의 오른쪽 항으로 음원의 세기를 표현하였다. 여기서  $m(x')$ 은 length / sec.의 단위를 갖는 음원의 세기를 나타낸다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} u'_a + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \gamma} u'_t + \frac{\partial}{\partial r} u'_r + \frac{u'_r}{r} \\ = m(x', r') dS \frac{\delta(x-x')}{r} \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma') \end{aligned} \quad (\text{II-3})$$

이때, 두께소음의 경우 날개면에 수직 방향으로의 힘이 존재하지 않는다고 가정하고, 운동방정식에서 축방향, 접선방향 성분이 존재하지 않는다고 한다면( $F'_a = F'_t = 0$ ), 최종적으로 식 (II-4)와 같이 날개 두께로 인해 생성되는 압력장을 정리할 수 있다. 상세한 유도과정은 부록 B에 수록하였다.

$$p'_{\tau}(x,r,\gamma) = -\frac{2\rho}{4\pi} \frac{d\tau(h',r')}{dh'} V^2 \left( \sin\mu' \frac{\partial}{\partial x'} + \frac{\cos\mu'}{r'} \frac{\partial}{\partial \psi'} \right) \frac{1}{R} dS', \quad (\text{II-4})$$

식 (II-4)에 따르면, 날개 두께로 인한 압력장은 날개의 nose-tail line( $h'$ )에 평행한 축을 갖는 dipole의 분포로 해석될 수 있으며, 이때 dipole 음원들의 세기는  $2\rho V^2(R')d\tau/dh'$ 으로 나타낼 수 있다. 이때  $\tau$ 는 날개의 절반의 두께를 나타내며,  $d\tau/dh'$ 는  $h'$ 에 따른 날개의 두께 변화를 나타내는데, 일반적인 프로펠러 날개의 경우 단면의 두께는 leading edge에서 trailing edge로 가면서 증가하다가 감소하는 경향을 보인다. 따라서 날개의 중앙을 기준으로 서로 반대의 부호를 갖는 dipole의 분포로 해석될 수 있으며, 수중에서 운용되는 프로펠러의 경우 앞서 기술한 바와 같이 음향학적으로 compact source로 해석될 수 있기 때문에 서로 다른 부호를 갖는 dipole의 연속적인 분포는 그림 II-8과 같이 longitudinal quadrupole로 나타낼 수 있다.

### Longitudinal quadrupole

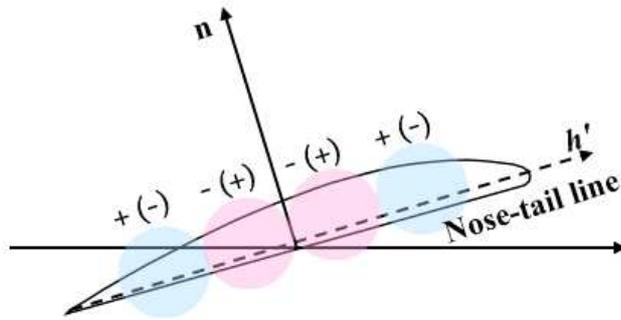


그림 II-8. 날개 단면의 nose-tail ( $h'$ )에 분포하는 두께소음의 해석적 모델에 대한 모식도.

### 4.3.2 해석적 음원 모델 제안

4.3.1절에서 프로펠러의 두께소음원은 날개면에 평행한 축을 갖고, 서로 다른 부호를 갖는 dipole 음원의 연속된 분포로 해석될 수 있으며, 이는 longitudinal quadrupole로 나타낼 수 있음을 확인하였다.

본 연구에서는 두 가지 형태의 두께소음원 해석모델을 제시하였다. 식 (II-4)에 따르면 두께소음은 날개의 형상을 의미하는 두께( $\tau$ )의 nose-tail line ( $h'$ )에 따른 변화량과 회전운동을 하는 프로펠러에 대한 상대 유입류 속도  $V(R) = \sqrt{U^2 + (2\pi nR)^2}$ 의 제곱에 비례함을 알 수 있다. 여기서  $U$ 와  $n$ 은 각각 유입류의 속도와 프로펠러의 회전수를 의미한다. 일반적으로 프로펠러의 축방향 성분의 유입류 속도( $U$ )는 프로펠러의 회전속도( $2\pi nR$ )에 비하여 매우 작기 때문에 결과적으로 두께소음은 프로펠러의 형상과 회전속도에 지배적인 영향을 받는다고 할 수 있다. 이러한 이유로 두께 소음의 경우 선체 반류장의 영향을 거의 받지 않는다고 할 수 있으며, 모든 날개에 동일한 세기를 갖는 소음원이 균일하게 분포하는 반지(ring) 형태로 분포하는 음원으로 해석할 수 있다.

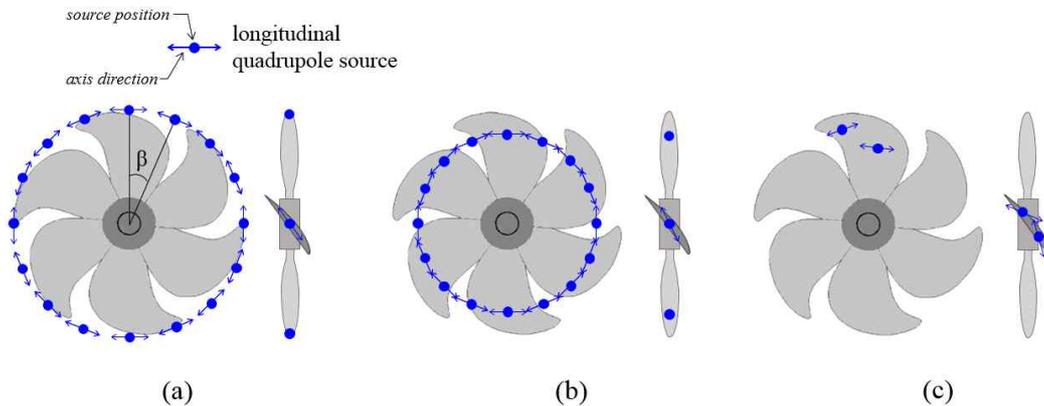


그림 II-9. E. Van Wingaarden[15]이 제안한 두께소음의 해석적 모델(a)과 본 연구에서 제안된 해석적 모델(b, c).

그림 II-9.(a)의 음원분포 형태는 E. Van Wingaarden[15]이 제시한 두께소음원의 해석모델을 나타낸다. 역산의 편의성을 위해 longitudinal quadrupole들을 날개 끝(tip)에 균일하게 분포시켰으며, 음원의 축방향(axis direction)은 날개면과 평행하다고 설정하였다. 이때 모든 longitudinal quadrupole 음원들이 동일한 세기를 갖는다는 가정 하에 음원의 세기만(strength)을 찾고자 하는 유일한 미지수로 설정하였다. 그러나 longitudinal quadrupole 음원은 음원과 음장의 상대적 위치에 따라 급격히 변화하는 지향패턴을 가지고 있기 때문에 정확한 음

원의 정보를 반영하기 위해서는 음원의 세기뿐 아니라 음원의 위치, 축방향 또한 역산의 대상이 되어야 한다.

따라서 본 연구에서는 음원의 세기 뿐 아니라 음원의 위치 및 축방향을 모두 역산하고자 하는 인자로 설정하였으며, 총 두 가지 음원모델을 제시하였다. 첫 번째 음원모델은 E. Van Wingaarden과 유사하게 균일 유동장을 고려하여 반지형태로 분포하는 음원모델이다(그림 II-9.(b)). 날개마다 동일한 음원을 동일한 상대위치에 배치하였으며 음원의 세기 뿐 아니라, 음원의 위치 및 축방향 모두를 역산을 위한 인자로 정의하였다.

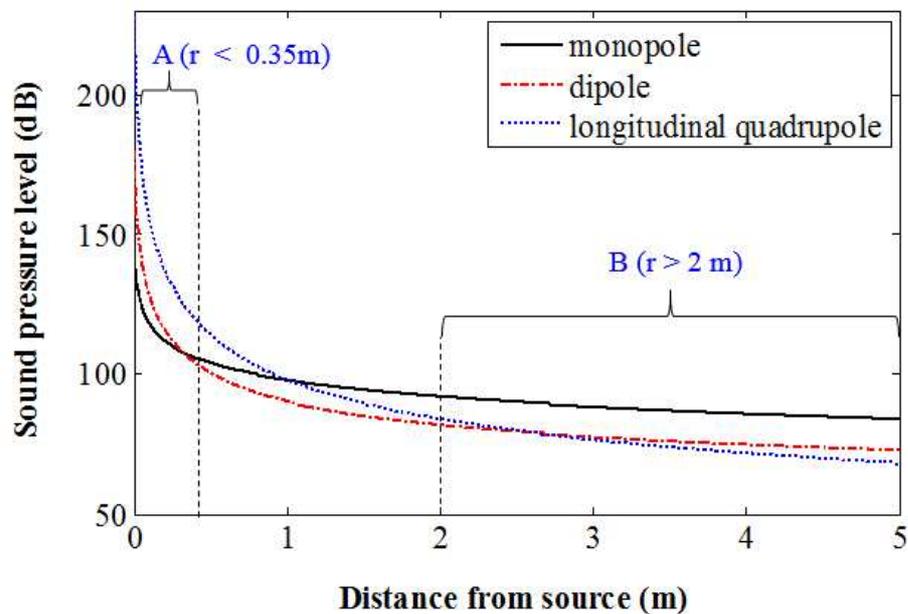


그림 II-10. monopole, dipole, longitudinal quadrupole 음원의 거리에 따른 음장 변화: 프로펠러 근처에 해당되는 영역( $r < 0.35$  m)와 터널의 벽과의 거리에 해당되는 영역(A영역,  $r > 2$  m).

두 번째 음원모델은 그림 II-9.(c)와 같이 하중소음원 모델과 동일하게 프로펠러 상부 임의의 위치에 고정된 점음원 형태로 분포하는 음원의 형태이다. 일반적으로 두께소음은 하중소음에 비해 매우 작은 세기를 나타낸다[11, 12]. 뿐만 아니라, 프로펠러 상부의 선체와 프로펠러의 상사점(TDC, top dead center) 사이의 거리는 하사점(BDC, bottom dead center)과의 거리에 비해 매우

작다. 본 역산에 사용된 모형선의 경우 프로펠러 직경(D)의 0.32D 정도의 간격에 해당되며, 프로펠러 끝단과 매립된 음향센서와의 거리는 0.08 m에서 0.35 m 사이에서 변화하게 된다. 그림 II-10은 음원 형태(monopole, dipole, longitudinal quadrupole) 별 거리  $r$ 에 따른 음장의 변화를 보여주고 있다. A영역은 음원과의 거리  $r$ 이 0.35 m 이내인 구간으로 longitudinal quadrupole 음원의 거리에 따른 음장의 변화가 매우 큰 근접장(near field) 영역에 해당한다고 할 수 있다. 따라서 본 연구에 사용된 모형선의 경우 두께소음 음원이 프로펠러의 TDC에 위치한 경우가 BDC에 위치한 경우보다 약 70배 더 큰 세기를 갖는다고 볼 수 있다. 결국 두께소음 또한 프로펠러의 회전으로 인해 프로펠러 날개가 TDC 영역을 스쳐지나갈 때 마다 주기적인 변동압력이 야기된다고 할 수 있다. 따라서 두께소음은 회전하는 음원으로부터 생성되는 소음이기는 하지만 프로펠러 날개가 TDC 영역을 지날 때 마다 주기적으로 생성되는 변동압력 성분을 갖게 되고, 이러한 원리로 생성되는 계측 음향신호의 주기적인 성분(1 BPF)을 주파수 영역에서 해석하여 역산에 사용하게 되므로, 두께소음 또한 하중소음과 동일하게 프로펠러 상부 임의의 위치 한 고정된 점음원(stationary point source)로 모델링 가능하다고 가정하였다.

#### 4.4. 프로펠러 비공동 소음의 해석적 모델

프로펠러 비공동 소음의 해석적 모델은 4.2, 4.3절에서 도출한 하중소음, 두께소음의 해석적 모델의 합으로 나타낼 수 있다. 변동 하중소음은 프로펠러 회전면 상부 임의의 위치에 점음원 형태로 분포하는 dipole 형태로 나타낼 수 있으며, 두께소음은 모든 날개에 동일한 세기를 갖고 균일하게 분포하는 반지(ring) 형태의 longitudinal quadrupole 소음원과 하중소음과 동일하게 프로펠러 회전면 상부에 점음원 형태로 분포하는 longitudinal quadrupole 형태의 소음원 두 가지 형태를 제시하였다. 따라서 그림 II-11과 같은 두 가지 형태의 비공동 소음원 모델을 도출할 수 있으며, 각각을 PP-model, PR-model로 정의하였다.

- dipole source
- longitudinal quadrupole source

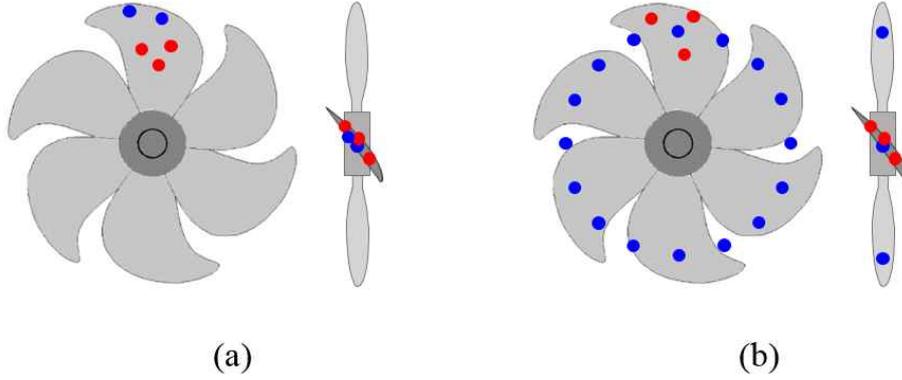


그림 II-11. 비공동 소음의 해석적 모델: (a) 점음원 형태 분포를 갖는 모델(PP-model), (b) 점음원 형태의 하중소음원과 반지형태 분포를 갖는 두께소음원 모델(PR-model).

- 1) PP-model : 프로펠러 상부에 위치한 점음원 형태의 dipole + 점음원 형태의 longitudinal quadrupole
- 2) PR-model : 프로펠러 상부에 위치한 점음원 형태의 dipole + 반지(ring) 형태로 분포하는 longitudinal quadrupole

본 연구에서는 PP-model, PR-model에 대해 역산을 수행하였으며, 상호 비교를 통해 비공동 해석적 모델로서의 적합성을 평가하였다.

## 5. 프로펠러 비공동 소음원 역산

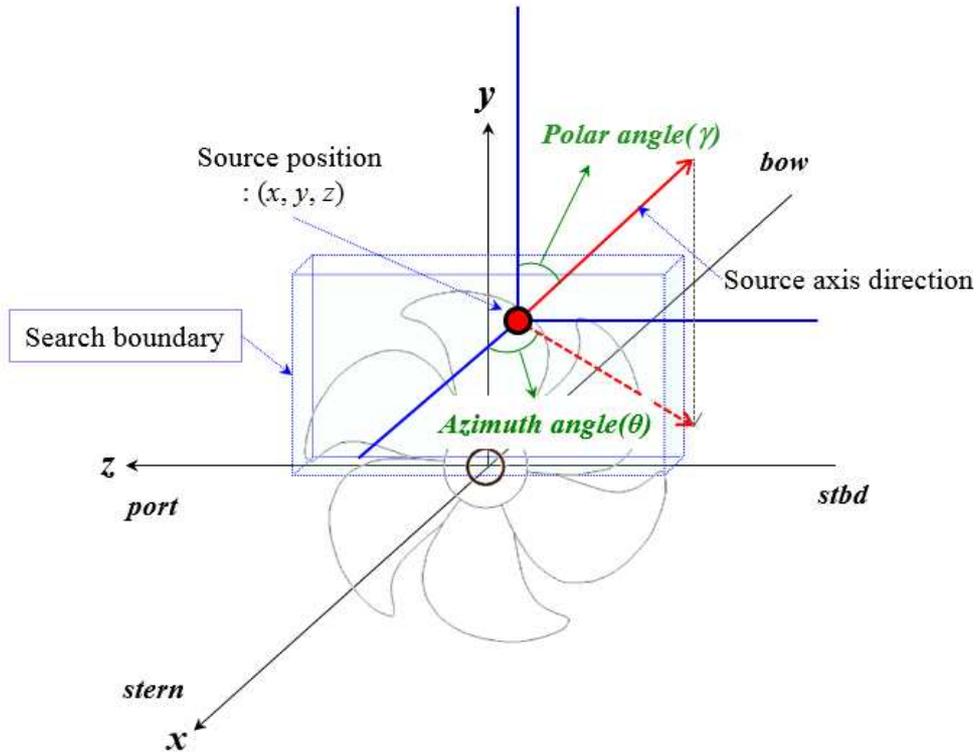
본 장에서는 비공동 소음원 예측을 위한 역산수행방법에 관해 상세히 기술하였다. 역산수행 절차는 그림 II-1의 주처리 과정(main processing step)에 해당되는 과정으로 전달함수를 이용하여 복제음장을 생성하는 과정, 정합장처리 기법을 이용하여 복제음장과 계측음장의 유사도를 비교하는 과정 그리고 효율적인 음원인자 탐색을 위한 최적화 과정으로 구분할 수 있다. 본 절에서는 복제음장 생성을 위해 4장에서 제안된 비공동 소음의 해석적 모델(PP-model, PR-model)들의 역산인자를 도출하는 과정에 관해 기술하였으며, 이후 음향경계요소법으로 복제음장을 생성하는 과정과 정합장 역산기법에 관해 설명하였다.

### 5.1. 역산 인자 도출

4장에서 도출된 비공동 소음의 하중 및 두께소음에 대한 해석적 모델인 PP-model과 PR-model을 기반으로 역산을 위한 인자들을 도출하였다. 공동 소음의 해석적 모델인 monopole 음원의 경우 음원의 위치(position), 세기(strength) 및 위상(phase)이 역산인자로 정의되었지만[3], 비공동 소음의 해석적 모델에 적용된 dipole과 longitudinal quadrupole의 경우 음원의 축 방향(axis direction)이 추가로 정의 되어야 한다. 따라서 역산인자는 그림 II-12와 같이 세 개의 위치 좌표  $(x, y, z)$ , 음원 축과  $x$ 축,  $y$ 축과의 각도를 나타내는 수평각(azimuth angle)과 편각(polar angle)  $(\theta, \gamma)$ , 첫 번째 음원과  $n$ 번째 음원간의 음원 세기의 비를 나타내는  $Amp_{n1} (= Amp_n / Amp_1)$  그리고 첫 번째 음원과  $n$ 번째 음원간의 위상 차이를 나타내는  $\Delta\varphi_{n1} (= \varphi_n - \varphi_1)$  으로 구성된다.

동일한 세기를 갖는 longitudinal quadrupole이 반지처럼 분포한 PR-model의 경우 각각의 음원들이 동일한 프로펠러 회전면상에 일정한 상대 방위각( $\Delta\beta = 2\pi/q_n$ )을 유지하며 분포하고 있다고 가정하였으며, 이 방위각은

longitudinal quadrupole 음원의 수인  $q_n$ 에 의해 결정된다. 또한,  $n$ 번째 longitudinal quadrupole 음원의 축은 첫 번째 음원에 대한 상대 각( $q_n \times \Delta\beta$ )만큼 회전되기 때문에 음원의 수와 관계없이 첫 번째 longitudinal quadrupole의 위치와 축방향이 결정이 되게 되면, 나머지 longitudinal quadrupole 음원들의 위치와 축방향도 함께 결정되게 된다.



Inversion parameters of $n^{th}$ source	
<i>position</i>	$x_n, y_n, z_n$
<i>axis direction</i>	$\theta_n, \gamma_n$
<i>amp. ratio</i>	$Amp_{n1} (= Amp_n / Amp_1)$
<i>phase difference</i>	$\Delta\phi_{n1} (= \phi_n - \phi_1)$

그림 II -12. 하중소음과 두께소음의 음원 모델인 dipole과 longitudinal quadrupole의 역산인자(음원 위치에 대한 탐색인자는 육면체로 도시되었음).

결국 본 역산에서는 음원 1개당 7개의 역산인자를 갖게 된다. 4장에서 기술한 바와 같이 비공동 소음원은 하중소음과 두께소음의 합으로 가정하였으며, 각각의 소음원은 복소수 형태의 세기를 갖는 dipole과 longitudinal quadrupole로 모델링할 수 있다. 본 연구에서는 음원의 인자 수를 최소화하기 위하여 첫 번째 음원의 세기와 위상을 각각 1과 0으로 고정하였으며, 이를 통해 첫 번째 음원은 5개의 인자를 역산인자를 갖으며 이후 음원은 7개의 인자를 갖게 된다. 이러한 가정은 정합장처리 과정에서 음원의 초기 세기와 위상은 처리결과에 영향을 주지 않기 때문에 가능하며, III-5.3절에 기술하였다.

## 5.2. 음향경계요소법을 이용한 복제음장 생성

정합장역산 기법은 복제음장과 실제 계측음장과의 유사도 비교를 통해 역산인자를 도출하는 기법으로 지음향 인자 역산 및 수중에서 소음원 위치 추정을 위해 수중음향학 분야에서 널리 적용되고 있는 기법이다[26, 27]. 지음향 인자 역산의 경우 일반적으로 검증된 수중 음파전달모델이 복제음장 생성에 적용되고 있다. 본 연구의 경우 프로펠러 모형시험을 통해 음향신호가 계측되게 된다. 모형프로펠러 시험은 공동터널 내부에서 수행되며, 프로펠러 상부 선체에 압력센서가 매립된 모형선이 터널 상부에 설치된다. 따라서 압력센서에서 계측된 프로펠러의 소음은 프로펠러 소음으로부터 직접 입사되는 입사파와 선체 또는 벽면에 의한 산란파로 구성되어 있으며, 정확한 정합장 기법 적용을 위해서는 이를 반영한 복제음장이 생성되어야 한다. 본 연구에서는 경계면 적분을 통해 임의의 위치에서 음장계산이 가능한 음향경계요소법(acoustic boundary element method)을 복제음장 생성에 적용하였다.

음향경계요소법은 음장해석에 있어 크게 두 가지 방법으로 구분된다. 첫 번째 방법은 전통적인 헬름홀츠 적분방정식을 기반으로 하는 직접 경계요소법(direct boundary element method)이 있으며, 이 방법은 관심영역 설정에 따라 경계 내부문제(interior problem)와 외부문제(exterior problem)로

구분된다. 직접 경계요소법 적용시 경계면은 중간에 불연속면이 없이 연속된 요소(continuous elements)들로 구성되어야 한다. 또한, 내부문제의 경우 닫힌 경계면(bounded interior domain)에 대하여, 외부문제의 경우 열린 경계면(unbounded exterior domain)에 대하여 적분을 수행해야만 한다.

또 다른 접근방법은 경계면 내부와 외부문제에 대하여 동시에 헬름홀츠 방정식을 계산하는 간접 경계요소법(indirect boundary method)이 있다. 간접 경계요소법의 가장 주된 변수는 경계면을 가로지르는 경계에 대한 압력차(pressure jump across the boundary)이다. 일반적으로 간접 경계요소법은 개구면(opening)이 있는 열린 외부 또는 내부경계면(unbounded interior / exterior domain)에 대해서도 적용이 가능한 반면, 직접 경계요소법에 비해 계산시간이 많이 소요되는 단점이 있다[28].

본 연구에서 소음원인 프로펠러가 그림 3-3과 같이 터널벽면과 선체로 둘러싸인 연속적인 경계면 내부에 위치하고 있고, 신속한 복제음장의 반복적인 계산을 위해 직접 경계요소법을 내부문제에 적용시켰다.

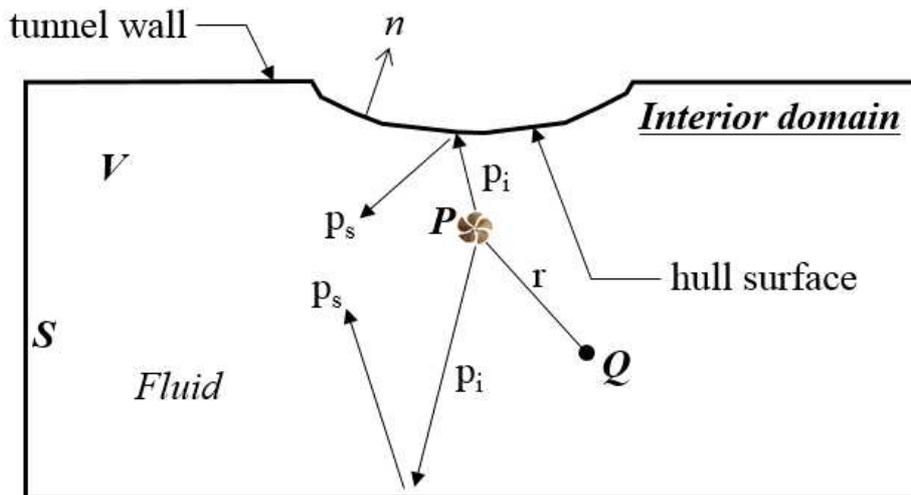


그림 II-13. 공동터널 내부의 음향영역.

본 절에서는 복제음장 생성에 적용된 직접 경계요소법에 관해 개략적으로 기술하였으며, 적분방정식 유도에 관한 상세한 내용은 부록 C에 기술하였다.

음향문제에 있어 중요한 문제는 일정한 주파수  $\omega$ 의 음파로 인한 전달문제이다. 주파수영역에서 선형화된 음향문제에 대한 지배방정식은 아래와 같은 헬름홀츠 방정식이다.

$$\nabla^2 p + k^2 p = 0, \quad (\text{II-5})$$

여기서  $k$ 는 파수(wavenumber)이고,  $p$ 는 음압을 나타내며, 진폭과 위상정보를 갖는 복소수 형태로 표현된다. 내부분제에 있어 경계 적분 방정식(boundary integral equation)은 식 (II-5)의 헬름홀츠 방정식과, 부록 C-8식의 Green의 2차 등치식 그리고 쪼머펠트 방사조건에 의해 다음과 같이 유도될 수 있다.

$$C^0(P)p(P) = - \int_S \left( i\rho v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (\text{II-6})$$

여기서 변수들은 그림 II-13과 같이  $S$ 는 터널 내부의 표면 경계,  $n$ 은 터널 내부에서 바깥방향으로 향하는 단위법선(normal) 벡터,  $v_n$ 은 법선속도를 나타낸다. 식 (II-6)의 피적분항에 위치한  $\psi$ 는 free field Green's function으로 아래와 같이 정의된다.

$$\psi(r) = \frac{e^{-ikr}}{4\pi r}, \quad (\text{II-7})$$

이때  $r$ 은 음원  $P$ 와의 거리를 나타낸다. 식 (II-6)에서 계수  $C^0(P)$ 는 collocation point의 위치에 따라 변하는 상수값으로  $P$ 를 둘러싼 미소체적에 대한 입체각(solid angle)로 해당되며, 아래와 같이 Laplace 방정식의 기본해인  $\psi_L$ 를 이용하여 나타내면 수치적으로 계산이 가능한 형태로 표현할 수 있다.

$$C^0(P) = - \int_S \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS, \quad (\text{II-8})$$

벽면 또는 선체표면에 의한 산란 문제를 고려하기 위해 그림 II-13에서와 같이 전체음장을 입사파  $p_i$ 와 산란파  $p_s$ 로 나누어 생각할 수 있다. 즉 전체 음압  $p_{total}$ 은 아래와 같이 두 가지 음장의 합으로 나타낸다.

$$p = p^i + p^s \quad (\text{II-9})$$

이때 입사파는 4장에서 정의된 두께소음과 하중소음의 소음원인 dipole( $P_d$ )과 longitudinal quadrupole( $P_q$ )의 합으로 표현할 수 있으며 각각 식 II-10과 식 II-11로 나타낼 수 있다.

$$P_q = A_q \frac{e^{-ikr}}{4\pi r^3} \left[ (3 - (kr)^2 + i3kr) \cos^2 \mu - 1 - ikr \right] \quad (\text{II-10})$$

$$P_d = A_d \frac{e^{-ikr}}{4\pi r^2} (ikr + 1) \cos \mu \quad (\text{II-11})$$

여기서 상수  $A_d$ 와  $A_q$ 는 각각 dipole과 longitudinal quadrupole 음원의 복소수 형태를 갖는 음원의 세기를 나타내며,  $\mu$ 는 음원 축의 방향 벡터  $\mathbf{a}$ 와 위치 벡터  $\mathbf{r}$ 과의 각도이다. 이때 벡터  $\mathbf{a}$ 는 그림 II-12의 축의 수평각과 편각을 이용하여 계산할 수 있으며, 벡터  $\mathbf{r}$ 은 음원과 센서의 좌표를 이용하여 계산된다. 따라서  $\cos \mu$ 는 두 벡터의 기하학적인 정의( $\cos \mu = (\mathbf{a} \cdot \mathbf{r}) / \|\mathbf{a}\| \|\mathbf{r}\|$ )에 의해 산출될 수 있다. 식 (C-25)에서 입사파와 산란파는 모두 헬름홀츠 방정식을 만족하며, 산란파  $p_s$ 는 쏘머펠트 방사조건(Sommerfeld radiation condition)을 충족해야 한다.

경계 내부문제에 대한 적분식을 유도하기 위하여 헬름홀츠 적분 방정식 식을 내부 영역에서의 산란파  $p_s$ 에 적용시키고 쏘머펠트 방사조건에 구애받지 않는 입사파  $p_i$ 를 외부문제에 대해 적용하여 식을 정리하면 최종적으로 입사파  $p_i$ 에 의한 산란이 고려된 경계 내부에 대한 적분 방정식을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C^0(P)p(P) = - \int_S \left( i\rho\omega v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS + p^i(P). \quad (\text{II-12})$$

본 연구에서는 이미 검증된 바 있는 음향경계요소법[29]을 적용하여 복제음장을 생성하였다.

### 5.3. 정합장 역산기법

수중에서 잡음의 영향을 최소화 하면서, 원하는 음향학적 정보를 얻기 위해서 센서배열을 이용하는 신호처리기법이 발전되어 왔다. 최근 복잡한 해양환경을 갖고 있는 천해에서의 음향신호처리를 위해 이러한 환경을 정교하게 반영할 수 있는 음파전달 모델이 요구되었고, 대표적인 모델기반 신호처리 기법인 정합장처리 기법이 제시되게 되었다. 정합장처리 기법은 센서배열을 통해 계측된 음장과 음향환경을 반영한 음파전달모델로 얻어진 복제음장(replica pressure field)간의 유사도 비교를 통해 음전달 특성을 결정짓는 인자들을 도출해내는 역산(inverse) 문제에 해당한다고 할 수 있다[30]. 따라서 기존의 빔형성(beam forming) 기법과는 달리 보다 정확하게 원하는 인자들을 도출할 수 있는 장점이 있지만, 이를 위해 정교한 음파전달모델이 필요하고 전체 공간에 대한 복제음장을 생성해야하기 때문에 많은 계산시간이 요구된다는 제약점이 있다. 이러한 제약점을 극복하고 보다 효율적인 해를 찾기 위해 최적화 기법이 적용되었으며, 이러한 방법을 정합장 역산 기법(matched-field inversion method)이라 한다.

정합장역산 기법을 구성하는 요소는 크게 복제음장 생성기법, 복제음장과 계측음장의 유사도를 비교하는 정합장 프로세서 그리고 최적 해를 효율적으로 찾아가는 최적화 기법으로 나누어 생각할 수 있다. 본 연구에서는 5.2절의 음향경계요소법을 이용하여 복제음장을 생성하였으며, 대표적인 선형 프로세서인 Bartlett 프로세서를 이용하여 복제음장과 계측음장의 유사도를 비교하였다. 또한 최적 해를 탐색하기 위하여 광역최적화 기법인 SA와 지역최적화 기법인 downhill-simplex 기법이 결합된 ASSA(adaptive simplex simulated annealing)[32] 기법이 적용되었다.

#### 5.3.1 정합장 프로세서

정합장 프로세서의 근본적인 목적은 계측음장과 복제음장간의 상관도를 비교하는 것이다. 선형 프로세서로서 가장 대표적인 Bartlett 프로세서의 경우

계측음장과 복제음장간의 내적형태로 구성되어 있으며, 일반적으로 해상도와 부엽(side lobe)에 대해 취약하다고 알려져 있지만 계산의 단순함과 오정합에 대한 영향을 적게 받는다는 장점이 있다. 이러한 취약점이 개선된 MVDR(minimum variance distortionless response) 프로세서, MUSIC(multiple signal classification) 프로세서와 같은 비선형 프로세서가 제안된 바 있으며, 각각의 프로세서마다 고유의 장점과 단점이 연구된바 있다[30].

본 연구에서는 계측음장과 복제음장간 상관도를 직접 평가하는 Bartlett 프로세서를 이용하여 최소화 시키고자 하는 목적함수( $E(\Phi)$ )를 정의하였다. Bartlett 프로세서는 일반적으로 잡음에 대한 영향이 적고 간단한 형태로 구성되어 있다는 장점이 있으나, 주엽(main lobe)의 폭이 작고 부엽(side lobe)이 많이 나타난다는 단점이 있다[30]. 일반적으로 Bartlett 프로세서는 식 (II-13)과 같이 수신된 신호 벡터( $\mathbf{P}$ )와 복제음장 벡터( $\mathbf{R}$ )를 직접 상관시킨 후 제곱을 취하는 형태로 산출된다. 여기서  $\hat{\mathbf{C}}$ 은 공분산행렬로 수신된 신호 벡터로부터 식 (II-14)와 같이 산출된다.

$$p_{Bart} = \mathbf{R}^H \hat{\mathbf{C}} \mathbf{R} \quad , \quad (\text{II-13})$$

$$\hat{\mathbf{C}} = \mathbf{P} \mathbf{P}^H \quad , \quad (\text{II-14})$$

본 연구에서는 최적화 기법 적용을 위해 계측 음장과 복제 음장간 상관도가 가장 높을 때 0의 값을 갖도록 식 (II-13)을 이용하여 목적함수를 다음과 같이 정의하였다.

$$E(\Phi) = 1 - \frac{\mathbf{P}_r^H(\mathbf{f}, \Phi) \hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f}) \mathbf{P}_r(\mathbf{f}, \Phi)}{\|\mathbf{P}_r(\mathbf{f}, \Phi)\|^2} \quad , \quad (\text{II-15})$$

결국 목적함수( $E(\Phi)$ )는 계측신호에서 나타나는 1 BPF에 해당하는 주파수  $f$ 에서의 계측음장과 음향 경계요소법을 이용하여 계산한 복제음간의 유사도를 평가하는 형태로 정의되며, 두 음장이 완벽히 일치할 때 0의 값을 갖게 된다. 여기서  $\mathbf{R}(\mathbf{f}, \Phi) = [R_1, R_2, \dots, R_m]^T$ 는 주파수  $f$ 에서 역산인자 벡터  $\Phi = [x, y, z,$

$\theta$ ,  $\gamma$ ,  $Amp_{nl}$ ,  $\Delta\phi_{nl}$ ]를 이용하여 계산된 센서배열에서의 복제음장 벡터를 의미하며,  $R_m$ 은 경계요소법을 이용하여 산출된  $m$ 번째 센서에서의 복제음장이다. 위첨자 H와 T는 각각 Hermitian, transpose 연산자를 의미한다.

$$\hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f}) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \frac{\mathbf{P}_l(\mathbf{f})\mathbf{P}_l^H(\mathbf{f})}{\|\mathbf{P}_l(\mathbf{f})\|^2}, \quad (\text{II-16})$$

$\hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f})$ 은 식 (II-16)으로 정의된 공분산행렬(CSDM, cross spectral density matrix)로  $N$ 은 계측신호의 snapshot 수이며  $\mathbf{P}_l(\mathbf{f})$ 은 정규화된 계측음장의  $l$ 번째 snapshot 벡터를 의미한다. 본 연구에서는 잡음의 효과를 줄이고 시간에 따른 신호 변화에 대한 영향을 최소화하기 위하여 계측신호를 50%의 overlap으로 하여 5개의 snapshot 데이터를 생성하여 공분산행렬을 생성하였다.

II-5.2절에서 언급한 바와 같이 비공동 소음의 음원은 하중소음원과 두께 소음원의 합으로 가정하였다. 따라서  $N_s$ 개의 음원으로 구성된 비공동 음원은 식 (II-17)과 같이 개별 음원의 선형 합의 형태로 나타낼 수 있다.

$$S = \sum_{s=1}^{N_s} A_s e^{j\phi_s} \delta(\bar{\mathbf{r}} - \bar{\mathbf{r}}_s) = A_1 e^{j\phi_1} \sum_{s=1}^{N_s} \frac{A_s}{A_1} e^{j(\phi_s - \phi_1)} \delta(\bar{\mathbf{r}} - \bar{\mathbf{r}}_s), \quad (\text{II-17})$$

이때  $A_s$ 와  $\phi_s$ 는 각각  $s$ 번째 음원의 세기와 위상을 나타내며,  $\delta(\bar{\mathbf{r}} - \bar{\mathbf{r}}_s)$ 는 음장에서 위치벡터  $\bar{\mathbf{r}}$ 과 음원의 위치벡터  $\bar{\mathbf{r}}_s$ 을 함수로 하는 Dirac delta 함수이다. 식 (II-15)로 정의된 목적함수는 정규화 과정을 거치며, Hermitian 연산자를 갖기 때문에 첫 번째 음원의 세기( $A_1$ ) 및 초기 위상( $\phi_1$ )은 계산과정에서 사라지기 때문에 목적함수 값에 영향을 미치지 않는 것을 확인할 수 있다. 따라서 역산인자의 수를 최소화하기 위하여 본 연구에서는 첫 번째 음원의 초기 세기는 1로, 위상은 0으로 고정한 뒤 역산을 수행하였다.

식 (II-15)로 정의된 목적함수의 오른쪽 항은 정규화된 Bartlett 프로세서의 형태를 하고 있기 때문에, 계측음장과 복제음장이 동일한 경우 목적함수는 0 ~ 1의 값을 갖게 된다. 결국 목적함수를 가장 낮게 만드는 인자의 조합을 찾아내는 것이 역산의 목적이라 할 수 있다.

### 5.3.2 최적화 기법

비공동 소음의 정확한 해석적 음원모델을 제시하는 것은 불가능하기 때문에 본 연구에서는 프로펠러의 유체동역학적 물리현상을 기반으로 등가 소음원 모델을 4장에서 제시하였다. 이때 역산문제는 여러 지역해가 존재하는 비선형문제이며 정보를 얻을 수 있는 계측 데이터의 수는 역산인자의 수보다 작다. 따라서 계측음장으로부터 음원의 인자를 결정하는 문제는 유일하지 않으며(non-unique), 직접적인 계산으로부터 산출하는 것이 불가능하다. 일반적으로 이러한 어려움은 여러 지음향 역산문제에서 적용되었듯이 역산인자의 영역을 제한하여 이산화 하는 형태로 해결되고 있다[26, 27, 31]. 즉 각각의 역산인자들을 *a priori* 정보를 기반으로 탐색범위를 제한시키는 방법이 적용되고, 제한된 역산인자들 범위 내에서 모든 가능한 역산인자들의 조합으로부터 생성되는 복제음장과 계측음장의 유사도(목적함수  $E(\Phi)$ )를 비교한 후 유사도가 최대가 되는 인자들의 조합을 찾게 된다. 그러나  $E(\Phi)$ 는 많은 수의 역산인자를 포함하는 함수이기 때문에 탐색영역은 매우 광범위해질 수 밖에 없을 뿐 아니라 해를 찾아가는 과정이 비선형적이기 때문에 매우 많은 지역 해(local minima)를 가질 수밖에 없다. 이러한 문제 해결을 위해 광역 최적화 기법(global optimization technique)이 일반적으로 적용되며[32] 주로 담금질(SA: simulated annealing) 기법[17, 33, 34]과 유전알고리즘(GA: generic algorithm) 기반의 기법들이 적용된 바 있다.

본 연구에서는 광역최적화 기법인 SA와 지역최적화 기법인 downhill-simplex 기법이 결합된 ASSA(adaptive simplex simulated annealing)[31] 기법이 적용되었으며, 해당 기법은 여러 지역해가 존재하는 다중인자 역산에 효과적으로 방법으로 입증된 바 있다[3, 35, 36]. ASSA 알고리즘은 SA의 Metropolis criterion과 cooling temperature로 정의되며 각각 식 (II-18, 19)와 같다.

$$P(\Delta E) = \exp(-\Delta E / T) \quad , \quad (\text{II-18})$$

$$T_j = \beta^j T_0 \quad , \quad (\text{II-19})$$

여기서  $P$ 는 acceptance probability,  $T$ 는 담금질의 온도에 해당하며 식 (II-19)에 의해 각각의 반복되는 계산마다  $\beta$ 에 의해 감소하는 통제 인자이다.  $T_0$ 는 담금질의 시작온도이다. 즉 annealing schedule은 시작온도( $T_0$ ), 온도감소율( $\beta$ ), 각 온도에서의 섭동 수로 구성된다. 비록 SA 기법이 지역해로부터 이탈이 가능한 광역 최적화 알고리즘이기는 하지만, 산출된 해가 항상 광역해라는 보장은 없다. 이를 위해 일반적으로 해결하고자 하는 문제마다 경험에 기반을 둔 적절한 annealing schedule의 결정이 필요하다. 본 연구에서는 가장 낮은 목적함수를 갖도록 annealing schedule이 조정되었으며, 최적화 단계 진행에 따른 역산해의 수렴도를 함께 분석하였다. 비공동 소음원 모델의 경우 얇은층 공동 소음원 역산[3]의 경우보다 더 많은 역산인자를 갖고 있으므로, 온도 감소율은 0.995에서 0.999로 변경하여 보다 서서히 온도가 냉각되도록 하였으며, 보다 효율적으로 지역해로부터 이탈을 위해 온도의 감소의 단계와 해당 온도에서의 섭동 수는 각각 1000번에서 2000번으로, 3번에서 5번으로 증가시켰다. 지정된 온도감소 단계가 종료한 후에는 도출된 해가 광역해임을 검증하기 위해 quenching 과정이 적용된다. quenching 과정에서는 지정된 최적화 단계가 종료되면, 설정된 기준에 부합할 때 까지 downhill simplex 알고리즘이 적용되어 역산결과 얻어진 해를 검증하게 된다.

## 6. 모형선 실험 결과

### 6.1. 실험 환경 및 계측 신호

프로펠러의 비공동 신호를 계측하기 위해 삼성공동터널에서 모형선을 이용하여 실험이 수행되었다. 터널의 관측영역의 크기는  $3.0\text{m} \times 1.4\text{m} \times 12.0\text{m}$  (WHL)이며, 나무 재질의 모형선은 터널 상부에 장착되었다. 수면의 자유표면 영향을 최소화하기 위하여 철 재질의 터널 벽과 모형선 사이는 설계 흡수를 고려하여 나무재질의 판을 설치하였다. 모형선은 6개의 날개를 가진 단일 프로펠러를 중앙에 장착하고 있으며, 선체 후부에서 바라봤을 때 시계방향으로 회전하였다. 프로펠러의 직경은  $0.25\text{m}$  이며, 프로펠러를 장착하였을 때 상부 끝단(TDC)와 선체와의 간격은 직경의 32% 수준이었다.

터널내의 유속은  $7\text{ m/s}$ , 프로펠러는 1초에 34.77번의 회전수를 유지하였다. 공동이 발생되지 않는 압력조건을 설정하여 음향신호가 계측되었으며, 그림 II-14와 같이 총 7개의 음향센서가 프로펠러 상부에 매립되었다. 공동의 발생 여부는 계측된 음향신호 및 육안 관측을 통해 확인되었다.

일반적으로 비공동 소음이 공동 소음에 비해 크기가 작으므로 매립된 센서들은 선체로부터 유기되는 진동의 영향을 받을 가능성이 있다. 최근 공동터널에서 모형 실험시 음향센서에 미치는 의도하지 않은 진동의 영향을 최소화 하는 기법이 연구된 바 있다[37]. 본 연구에서는 모형선 고유의 진동수 영역을 회피하기 위하여 모형선 프로펠러의 회전수가 결정되었으며, 선체 유기 진동을 최소화하기 위하여 가능한 모형선의 두께를 가능한 두껍게 제작하였다[38].

터널의 벽과 모형선의 선체는 복제음장 생성을 위한 음향경계요소법 계산을 위해 그림 II-14와 같이 이산화 되었다. 계산의 효율성을 위해 선체 후부만이 모델링되었으며, 음향경계요소법을 내부문제에 적용시키기 위하여 터널의 상·하, 좌·우 뿐 아니라 전·후면 또한 모델링되었다. 음향경계요소법 적용시 선체 후부의 형상만을 고려하여도 전체 선체를 이용한

결과와 유사한 결과를 얻을 수 있음은 이미 검증된 바 있다. K. Lee 등[3]은 monopole 음원을 프로펠러에 위치시킨 후 전선(全船)과 절단된 선형을 이용하여 매립된 음향센서 위치에서 음장을 계산하여 비교하였으며, 그 결과 선체 후부의 절단된 선형만을 이용하여도 전선을 사용한 경우와 매우 유사한 결과를 얻을 수 있음을 확인한 바 있다.

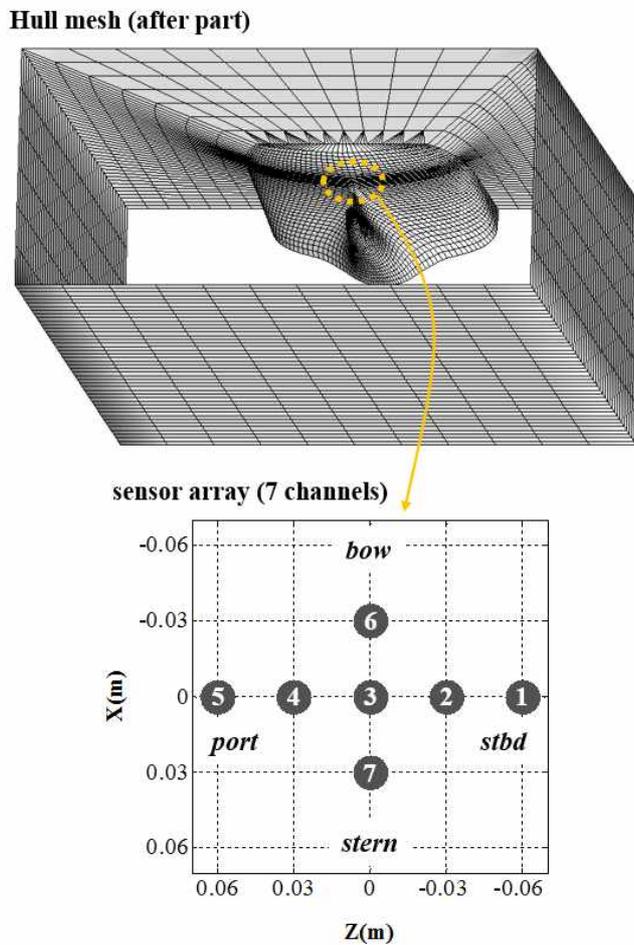


그림 II-14. 모형선 형상 및 프로펠러 회전면 상부에 매립된 센서배열 배치.

이러한 현상은 프로펠러 음원과 음향센서와의 거리가 터널 벽면과의 거리에 비해 현격히 작으며, 선체와 터널 내부 표면의 처리가 매끄럽기 때문에 정반사(specular reflection)가 지배적인 환경이 되어 산란의 효과가 매우

작기 때문에 분석할 수 있다. Monopole, dipole, longitudinal quadrupole 음원들의 음장은  $kr = 1$ 을 기준으로 근접장 ( $kr \ll 1$ ) 영역과 원지장 ( $kr \gg 1$ ) 영역으로 구분할 수 있다. 본 연구에서 역산에 사용된 주파수는 1 BPF로 고정되었기 때문에 그림 II-10은 동일한 세기의 monopole, dipole, longitudinal quadrupole의 음장과 거리  $r$ 에 따른 압력 세기의 변화를 비교하여 나타낸 그래프이다. 영역 A는  $r$ 이 0.35 m 보다 작은 영역으로 선체 상부에 매립된 음향센서와 프로펠러로 인한 소음원과의 거리에 해당하는 영역이며, dipole과 longitudinal quadrupole의 거리에 따른 압력세기가 급격히 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 반면, 영역 B는  $r$ 이 2 m 보다 큰 영역으로 벽면에 의해 반사된 음파의 경로에 해당하는 영역으로, 이 영역에서는 압력의 세기가 완만하게  $r^2$ 에 비례하여 감소하는 것을 확인할 수 있으며, monopole 보다 더 낮은 압력장을 나타내는 것을 확인할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 하중소음과 두께소음을 각각 dipole과 longitudinal quadrupole로 모델링하였으므로 프로펠러 근처의 선체와 터널만을 모델링하여도 역산결과에는 영향이 없다고 판단하였다.

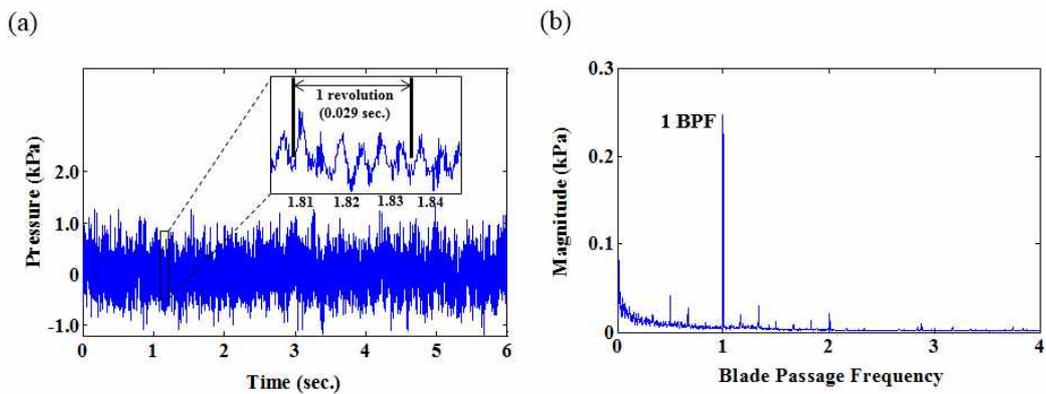


그림 II-15. (a) 프로펠러 비공동 상황에서 음향센서에 계측된 시계열 신호, (b) 계측된 시계열 신호의 주파수 스펙트럼.

그림 II-15는 프로펠러 상부에 매립된 음향센서에서 계측된 비공동 소음의 시계열 신호와 주파수 스펙트럼을 나타낸다. 시계열 신호는 6초 동안 샘플링 주파수 4,800 Hz로 계측되었다. 그림 II-15(a)에서 확대된 그림은 프로펠러가 1번 회전하는 동안(= 0.029 sec.) 6개의 피크가 나타나는 것을

보여주며, 이는 프로펠러 날개의 수와 일치함을 알 수 있다. 이로 인해 주파수 스펙트럼은 날개통과주파수( $BPF = rps \times \text{날개수}$ )에 해당하는 주파수 280.6 Hz 성분이 지배적으로 나타나는 것을 확인 할 수 있으며, 이 주파수 성분은 이후 비공동 소음 모델의 인자 도출을 위한 정합장 역산에 적용되었다.

표 II-1. 센서 배열에서 측정된 1 BPF에서의 압력의 진폭 및 위상.

Channel	Magnitude (kPa)	Phase (degree)
1	0.138	-68.95
2	0.189	-38.22
3	0.203	10.87
4	0.156	35.95
5	0.097	70.51
6	0.248	8.65
7	0.108	-10.34

표 II-1은 센서 배열에서 측정된 1BPF 에서 압력의 진폭 및 위상을 나타낸다. 공동 소음의 경우[3]와는 다르게, 비공동 성분의 경우 2차 이상의 고차 조화성분은 관찰되지 않았다. 뿐만 아니라, 공동 소음의 경우 각 센서간의 위상 차이는  $10^\circ$  이내[3]로 나타나는데 반해, 비공동 소음의 경우 각 센서간의 위상차이가 약  $30^\circ \sim 37^\circ$  로 매우 크게 나타나는 특징을 관찰할 수 있다.

## 6.2. 역산 결과

4장에서 하중소음과 두께소음이 각각 dipole과 longitudinal quadrupole의 음원의 조합으로 모델링 될 수 있음을 보였으며, 각각 분포 형태가 다른 두 가지 형태의 해석적 모델인 PP-model과 PR-model을 제시하였다. 최적의

비공동 소음의 해석적 모델을 찾기 위하여 각 모델의 여러 조합을 이용하여 역산을 수행하였으며, 그 결과는 표 II-2와 같다. Dipole과 longitudinal quadrupole 모두 프로펠러 상부에 임의의 위치에 분포된 점음원의 형태를 갖는 P-1~4 model의 경우 “1 quadrupole + 2 dipole” 조합을 갖는 PP-2 model이 가장 낮은 목적함수 값  $6.43 \times 10^{-4}$ 을 보였다. 한편, 반지 형태 분포의 longitudinal quadrupole 음원을 포함하는 PR-1~4 model의 경우 날개 1개당 1개의 longitudinal quadrupole 음원을 갖는 “Quadrupole ring(1 for each blade) + 2dipole” 조합의 PR-1 모델이 가장 낮은 목적함수 값  $3.54 \times 10^{-3}$ 을 보였다. 따라서 본 연구에서는 P, PR-model의 다양한 조합 가운데 각각 가장 낮은 목적함수를 갖는 PP-2 model과 PR-1 model의 역산결과를 비교 분석하여 가장 적합한 비공동 소음의 해석적 모델을 제시하고자 하였다. 표 II-3은 PP-2 model과 PR-1 model의 역산인자 탐색범위와 역산결과를 보여준다.

표 II-2. 다양한 조합의 해석적 음원 모델과 이에 상응하는 역산인자의 수 및 역산결과 산출된 목적함수 값.

Case	Source combinations	Number of unknown parameter	Value of objective function (E)
PP-1	1 quadrupole + 1 dipole	12	$2.27 \times 10^{-3}$
<b>PP-2</b>	<b>1 quadrupole + 2 dipole</b>	<b>19</b>	<b><math>6.43 \times 10^{-4}</math></b>
PP-3	2 quadrupole + 1 dipole	19	$2.66 \times 10^{-3}$
PP-4	2 quadrupole + 2 dipole	26	$6.05 \times 10^{-3}$
<b>PR-1</b>	<b>Quadrupole ring(1 for each blade) + 2dipole</b>	<b>19</b>	<b><math>3.54 \times 10^{-3}</math></b>
PR-2	Quadrupole ring(2 for each blade) + 2dipole	19	$1.07 \times 10^{-2}$
PR-3	Quadrupole ring(3 for each blade) + 2dipole	19	$1.47 \times 10^{-2}$
PR-4	Quadrupole ring(6 for each blade) + 2dipole	19	$8.05 \times 10^{-3}$

표 II-3. "single quadrupole + double dipoles" 모델(PP-2)과 "quadrupole ring (1 for each blade) + double dipoles" 모델(PR-1)의 역산인자 탐색범위 및 역산 결과.

Single quadrupole + double dipoles (PP - 2)				Quadrupole ring (1 for each blade) + double dipoles (PR - 1)			
Inversion parameter	Search bound	Inversion result		Inversion parameter	Search bound	Inversion result	
<i>quadrupole</i>	$x_1 (m)$	$[-0.035 \sim 0.035]$	0.017	<i>1st quadrupole of ring</i>	$x_1 (m)$	$[-0.035 \sim 0.035]$	0.011
	$y_1 (m)$	$[0.000 \sim 0.125]$	0.111		$y_1 (m)$	$[0.000 \sim 0.125]$	0.070
	$z_1 (m)$	$[-0.125 \sim 0.125]$	-0.007		$z_1 (m)$	$[-0.125 \sim 0.125]$	0.075
	$\theta_1 (rad)$	$[-\pi/2 \sim \pi/2]$	1.266		$\theta_1 (rad)$	$[-\pi/2 \sim \pi/2]$	0.878
	$\gamma_1 (rad)$	$[0.0 \sim \pi]$	2.366		$\gamma_1 (rad)$	$[0.0 \sim \pi]$	1.474
<i>dipole 1</i>	$x_2 (m)$	$[-0.035 \sim 0.035]$	0.003	<i>dipole 1</i>	$x_2 (m)$	$[-0.035 \sim 0.035]$	0.024
	$y_2 (m)$	$[0.0 \sim 0.125]$	0.106		$y_2 (m)$	$[0.000 \sim 0.125]$	0.092
	$z_2 (m)$	$[-0.125 \sim 0.125]$	-0.016		$z_2 (m)$	$[-0.125 \sim 0.125]$	0.011
	$\theta_2 (rad)$	$[-\pi/2 \sim \pi/2]$	-0.912		$\theta_2 (rad)$	$[-\pi/2 \sim \pi/2]$	0.871
	$\gamma_2 (rad)$	$[0.0 \sim \pi]$	1.618		$\gamma_2 (rad)$	$[0.0 \sim \pi]$	1.691
	$Amp_{21}$	$[0.1 \sim 100.0]$	55.073		$Amp_{21}$	$[0.1 \sim 100.0]$	24.553
$\Delta\phi_{21} (rad)$	$[-\pi \sim \pi]$	-1.813	$\Delta\phi_{21} (rad)$	$[-\pi \sim \pi]$	-1.491		
<i>dipole 2</i>	$x_3 (m)$	$[-0.035 \sim 0.035]$	0.005	<i>dipole 2</i>	$x_3 (m)$	$[-0.035 \sim 0.035]$	-0.006
	$y_3 (m)$	$[0.000 \sim 0.125]$	0.070		$y_3 (m)$	$[0.000 \sim 0.125]$	0.072
	$z_3 (m)$	$[-0.125 \sim 0.125]$	0.052		$z_3 (m)$	$[-0.125 \sim 0.125]$	-0.013
	$\theta_3 (rad)$	$[-\pi/2 \sim \pi/2]$	-0.848		$\theta_3 (rad)$	$[-\pi/2 \sim \pi/2]$	0.601
	$\gamma_3(rad)$	$[0.0 \sim \pi]$	1.800		$\gamma_3 (rad)$	$[0.0 \sim \pi]$	1.493
	$Amp_{31}$	$[0.1 \sim 100.0]$	71.677		$Amp_{31}$	$[0.1 \sim 100.0]$	50.715
	$\Delta\phi_{31} (rad)$	$[-\pi \sim \pi]$	1.290		$\Delta\phi_{31} (rad)$	$[-\pi \sim \pi]$	0.934
$E : 6.43 \times 10^{-4}$				$E : 3.54 \times 10^{-3}$			

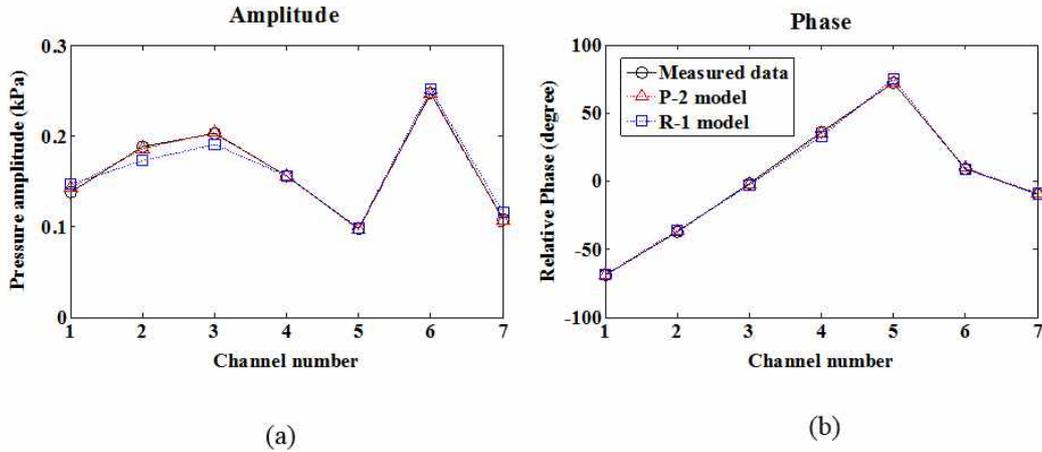
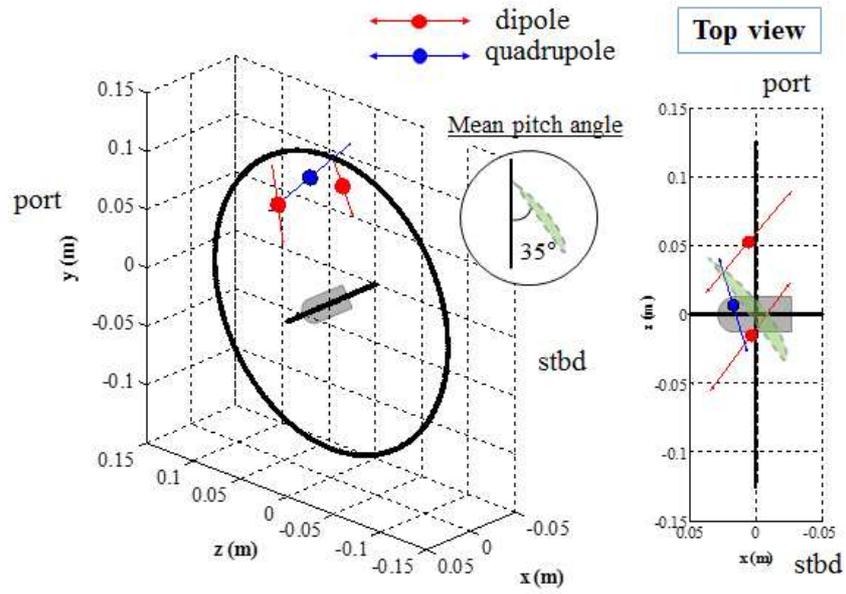


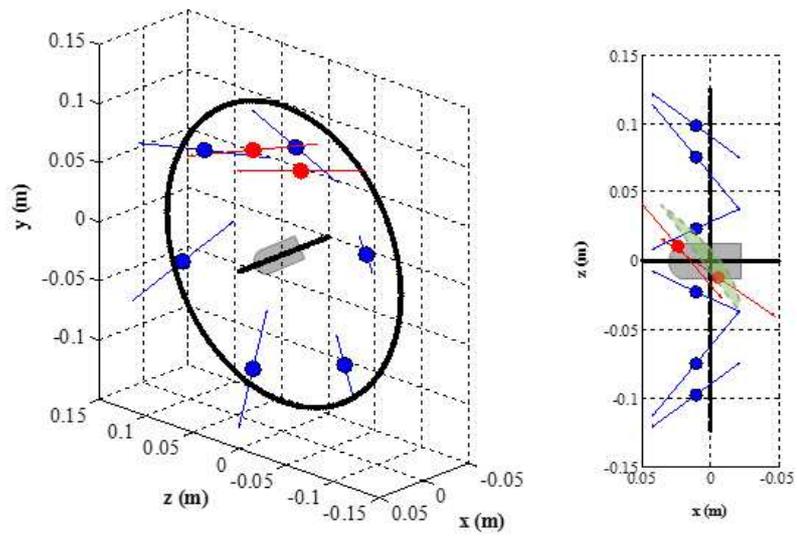
그림 II-16. 각 센서에서 계측된 음장과 PP-2, PR-1 model의 역산결과 산출된 음장의 세기(a) 및 위상(b) 비교.

그림 II-16은 센서배열에서 계측된 음장과 PP-2, PR-1 model의 역산결과 산출된 음장의 세기 및 상대 위상을 비교한 결과를 보여준다. 상대 위상은 모든 센서에서의 위상을 평균한 값과 각 채널과의 차이를 도시하였다. PP-2모델의 경우 모든 센서에서 계측음장과 동일한 세기와 위상 값을 보여주고 있으나, PR-1모델의 경우 1, 2, 3번 센서에서 계측음장과 세기의 차가 나타나고 있어 P-1모델이 계측음장과 보다 유사한 결과를 보이며, 이는 목적함수 값을 통해서도 확인할 수 있다.

II-4.2, 4.3절에서 제안한 음원모델의 검증을 위해 PP-2, PR-1 model 음원의 위치 및 축의 방향을 프로펠러 회전면에 그림 II-17과 같이 도시하였다. PP-2 model(그림 II-17(a))의 경우 dipole 음원들은 프로펠러 날개의 추력하중이 집중되는 중앙부위  $0.70R - 0.85R$  근처에[39] 위치하고 있으며, longitudinal quadrupole의 경우 날개의 회전속도가 가장 빠른 날개 끝 부위인  $0.90R$  근처[16]에 위치하고 있다. 우측의 그림은 프로펠러 회전면을 상부에서 내려다본 것으로 프로펠러가 TDC를 지날 때 평균 피치각( $35^\circ$ )과 역산된 음원들 축의 방향을 함께 나타내고 있다. PP-2 model에서 하중소음원인 두 개의 dipole의 경우 축의 방향은 평균 피치각과 수직에 가까운 각각  $88^\circ$ ,  $69^\circ$ 를 이루고 있는 반면, 두께소음원인 longitudinal quadrupole의 경우 평균 피치각과



(a)



(b)

그림 II -17. PP-2 model(a)과 PR-1 model(b)의 역산결과 산출된 음원의 위치 및 음원축의 방향.

수평에 가까운  $17^\circ$ 를 보이고 있는데, 이는 4.2, 4.3절에서 기술한 바와 같이 하중소음을 날개의 nose-tail line에 수직하게 분포한 dipole들로, 두께소음을 nose-tail line에 평행한 축을 갖는 longitudinal quadrupole로 모델링할 수 있다는 가정에 부합하는 것을 확인할 수 있다. Dipole과 longitudinal quadrupole의 축이 정확하게 날개의 평균 피치각과 완벽한 수직, 수평한 각을 이루지 않은 이유는 비정상 불균일 유동장의 영향으로 판단된다. 반면, PR-1 모델의 경우 dipole, longitudinal quadrupole 모두 평균 피치각과 평행하게 형성되어 있어 4.2절의 가정과 일치하지 않는 것을 확인할 수 있다.

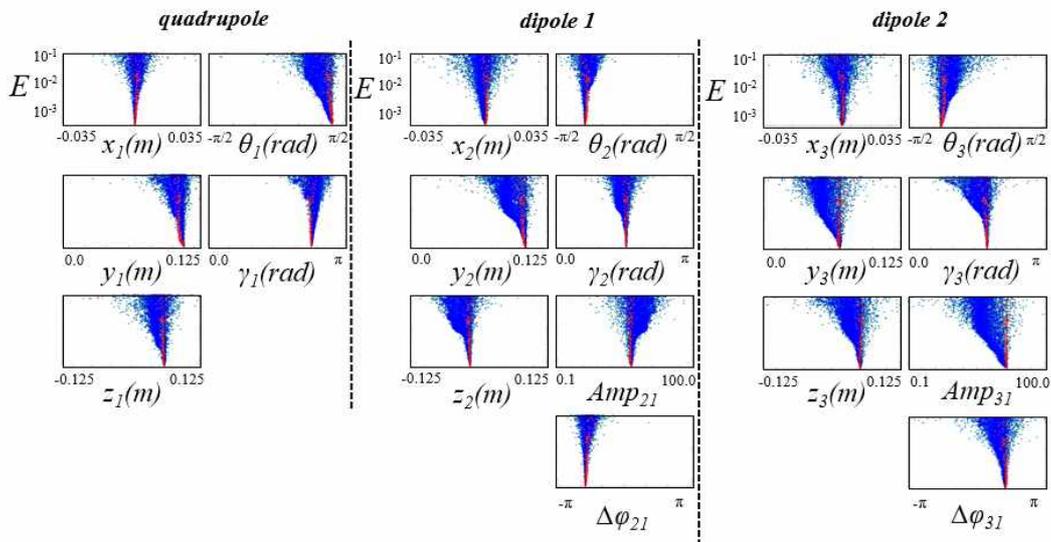


그림 II-18. PP-2 model의 최적화 알고리즘 진행단계에 따른 역산인자의 분포 및 목적함수.

계측신호와의 유사도, 역산된 음원의 위치와 축의 방향에 대한 상기의 물리적인 해석을 기반으로 PP-2 model이 비공동 소음의 해석적 모델로 가장 적합한 것으로 확인하였다. PP-2 model은 1개의 longitudinal quadrupole과 2개의 dipole로 구성되어 있으며 모두 19개의 역산인자로 구성되어 있다.

그림 II-18는 PP-2 model의 ASSA 최적화 알고리즘 진행에 따른 역산인자의 분포 및 목적함수 값을 보여주며, 모든 인자들이 매우 낮은( $\sim 10^{-4}$ ) 목적함수 값을 갖고 있음을 확인할 수 있다. 그림 II-19는 최적화 알고리즘의 섭동진행에 따른 역산인자의 수렴도를 보여주는 그래프로 모든 인자들이 최적

해에 빠르게 수렴하고 있음을 확인할 수 있다. 그림 II-18의 빨간 점과 II-19의 최적화 섭동 마지막 단계에서 나타나는 큰 진폭의 변화는 ASSA 최적화 알고리즘의 마지막 단계에 적용되는 quenching 과정을 보여준다. 지정된 최적화 단계가 종료되면, 설정된 기준에 부합할 때 까지 downhill simplex 알고리즘이 적용되어 역산결과 얻어진 해를 검증하게 된다.

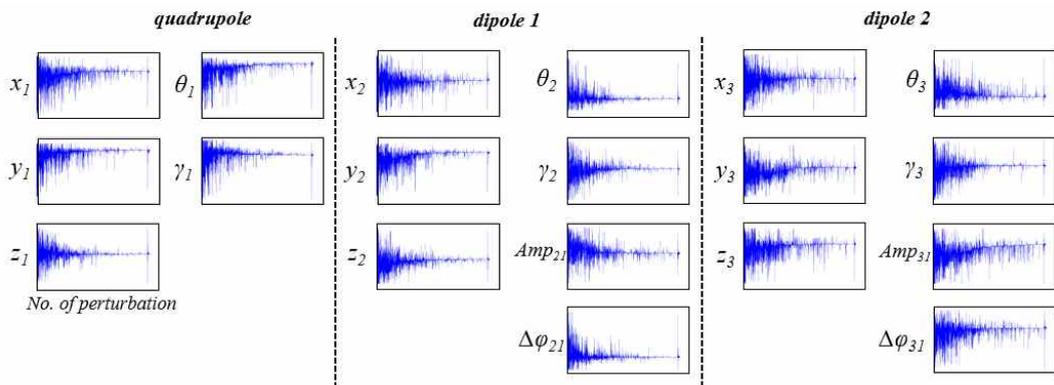


그림 II-19. PP-2 model의 최적화 알고리즘 섭동에 따른 역산인자 수렴도.

### 6.3. 선체 변동압력 추정 결과

역산결과 도출된 PP-2 model의 인자(표 II-3)들을 이용하여 경계요소법을 통해 선체 표면에서의 변동압력을 추정하였으며, Gaussian quadrature method를 이용한 선체표면의 적분을 통해 선체에 미치는 기진력을 산출하였다. 그림 II-20.(a), (b)는 역산된 인자를 이용하여 산출한 선체표면에서의 압력 세기와 위상분포를 보여준다. 얇은층 공동의 경우[3], 원형의 압력세기 분포가 관찰되고 가장 높은 압력이 프로펠러 회전면 상부에 관찰이 되는 반면(그림 II-21.(a)), 비공동의 경우 그림 II-20.(a)에서와 같이 불규칙한 형상의 압력세기 분포가 관찰이 되고 프로펠러 회전면 전부 6번 센서 위치에서 가장 높은 압력이 나타나고 있다. 뿐만 아니라 공동의 경우(그림 II-21.(b))와는 달리 매우 급격한 위상의 변화를 그림 II-20.(b)에서 관찰할 수 있는데, 이러한 현상들은 참고문헌 [1]의 283페이지에서 기술하고 있는 비공동의 특징과 일치함을 확인할 수 있으며, 본 연구에서 제안한 비공동 소음원의 모델을

구성하는 dipole과 longitudinal quadrupole의 지향특성(directivity pattern)으로 설명이 가능하다. 지향특성에 관한 내용은 그림 II-22와 II-23에서 설명할 예정이다.

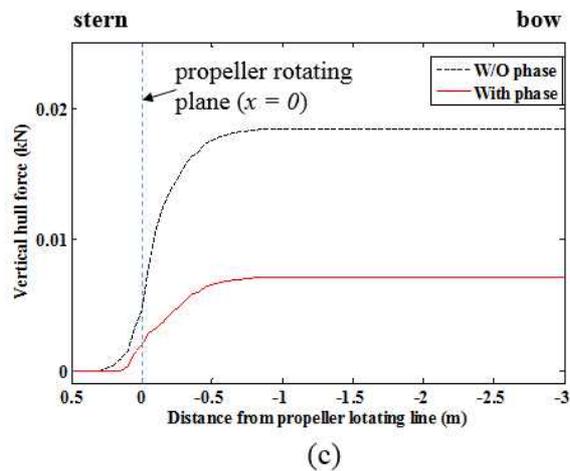
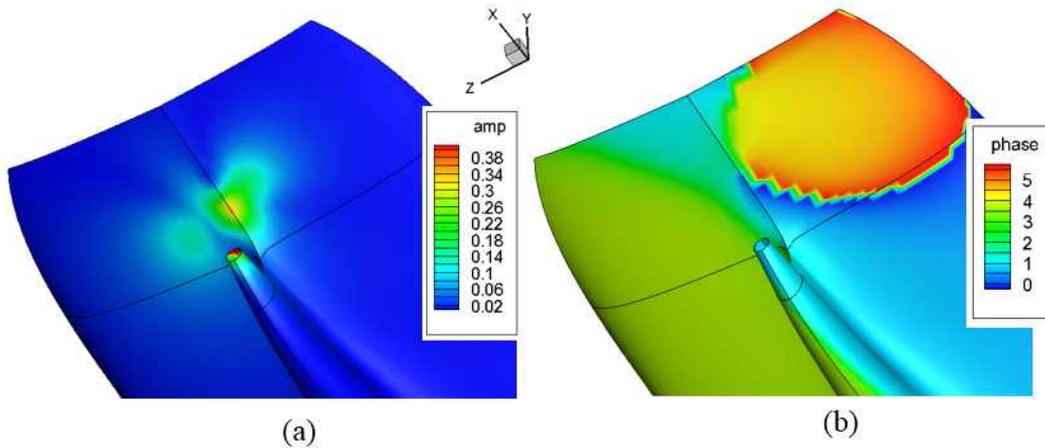


그림 II-20. PP-2 model을 이용하여 예측한 선체 표면에서의 압력 세기(a), 위상(b) 및 누적된 기진력 합의 분포(c).

그림 II-20.(c)는 선미에서 선수방향으로의 누적 기진력 합에 대한 그래프이며, 압력의 위상변화에 대한 영향을 분석하기 위하여 기진력 계산시 위상을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우 즉, 상관합(coherent sum)과 비상관합(incoherent sum)을 비교하였다. 누적 기진력은 프로펠러 회전면 근처( $x = 0$  m)에서 급격히 증가하다가 선수방향 0.5 m부터 수렴하는 경향을 보여주며

위상의 변화를 고려하여 기진력을 산출한 경우 고려하지 않은 경우에 비해 40% 수준으로 큰 폭으로 감소함을 확인할 수 있다. 반면 얇은층 공동으로 인한 누적 기진력의 경우 위상을 고려하였을 경우에도 고려하지 않은 경우에 비해 큰 차이를 보이지 않음을 그림 II-21.(c)에서 확인할 수 있다. 이러한 이유로 공동 소음의 경우 선체 표면에서의 위상을 등위상(inphase)으로 가정하여 기진력을 산출하여도 기진력 값의 오차가 크지 않을 수는 있으나, 비공동의 경우 위상의 선체 표면에서의 위상변화가 매우 크기 때문에 정확한 기진력 산출을 위해서는 필히 위상의 영향을 고려하여 해야 한다는 사실을 확인할 수 있다.

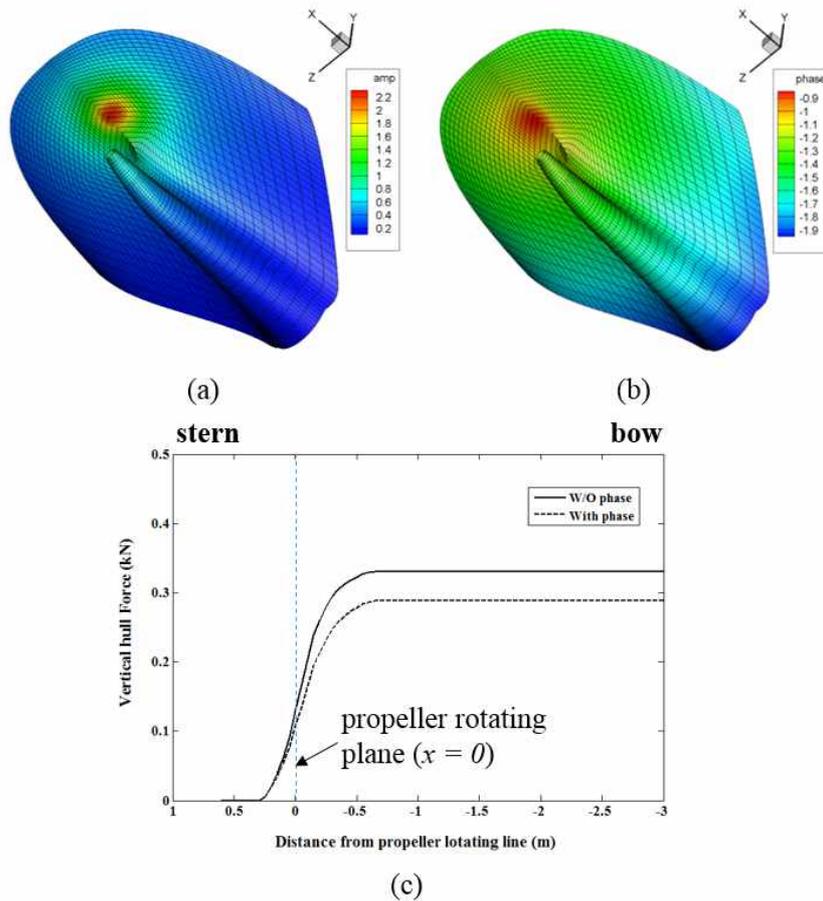


그림 II-21. Monopole 등가 소음원을 이용하여 추정된 얇은층 공동으로 인한 선체 표면에서의 압력 세기(a), 위상(b) 및 누적된 기진력 합계의 분포(c)[3].

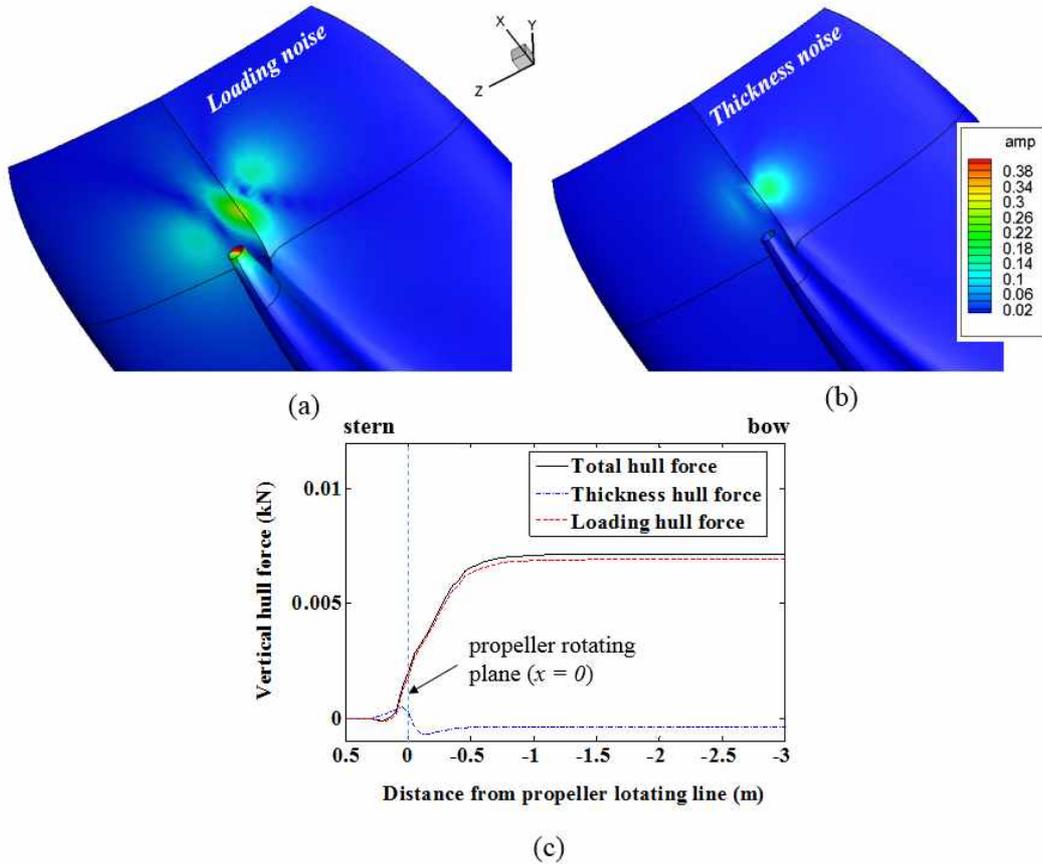


그림 II-22. PP-2 model의 역산결과 도출된 (a) dipole과 (b) longitudinal quadrupole의 압력의 세기 분포 및 이들의 (c) 누적된 기진력 합의 분포.

표 II-3의 PP-2 model을 구성하는 음원들의 세기 비를 보게 되면, dipole 음원의 세기가 longitudinal quadrupole 음원의 세기보다 55 ~ 72배 더 큰 것을 확인할 수 있다. 하중소음과 두께소음 각각에 대해서 비공동 소음에 대한 기여도를 확인하기 위해 PP-2 model의 역산결과를 이용하여 dipole과 longitudinal quadrupole의 압력세기 분포와 이들의 누적 기진력 합의 분포를 그림 II-22에 나타내었다. 하중소음의 경우 두께소음에 비해 비교적 넓은 영역에 높은 강도의 압력 분포가 나타나는 것을 그림 II-22.(a), (b)를 통해 확인할 수 있다. 또한 그림 II-22.(c)의 누적 기진력 합의 분포에 나타나듯이, 하중소음의 경우 전체 비공동 소음과 매우 유사한 분포 형태를 보이고

있지만, 두께소음의 경우 프로펠러 근처에서만 살짝 증가할 뿐 이후 영역에서는 감소하는 경향을 보이고 있다. 결론적으로, 불균일 유동장 환경에서는 프로펠러의 변동하중성분이 비공동 소음에 지배적인 영향을 미치고 있음을 확인할 수 있으며, 이러한 결과는 H. Seol[11]과 Q. Yang[12] 등의 연구결과와도 부합한다.

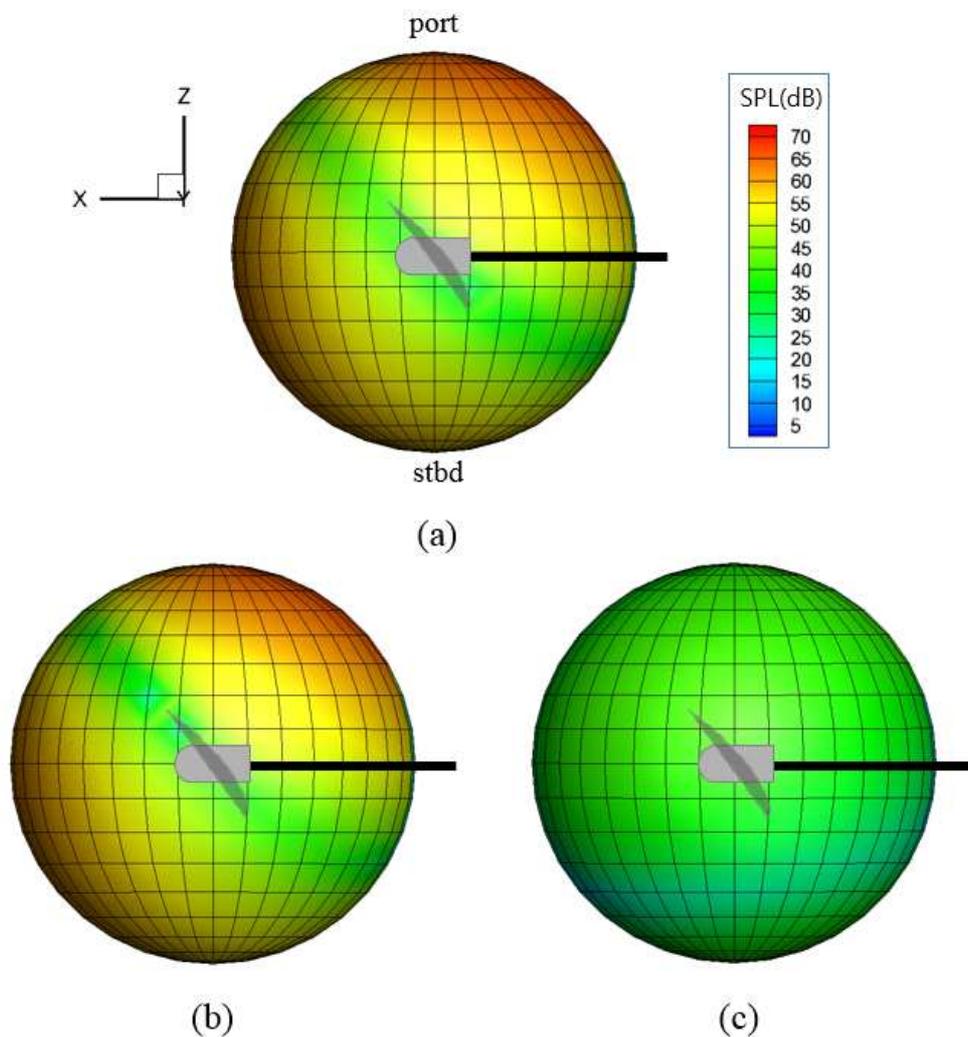


그림 II-23. 프로펠러로부터  $10R$  거리의 구표면에서 산출된 음압수준 비교; (a) PP-2 모델(single quadrupole + double dipoles), (b) PP-2 모델의 double dipoles, (c) PP-2 모델의 single quadrupole.

그림 II-23은 프로펠러 허브로부터 10R 거리에 위치한 3차원 구 표면에서 산출된 음압수준을 프로펠러 상부에서 관찰한 결과이며, 프로펠러 날개가 TDC에 위치하였을 때 날개의 평균 피치각을 고려한 형상을 함께 도시하였다. 이 그림에서 전체 비공동 소음의 지향패턴과 변동하중성분으로 인한 지향패턴이 매우 유사한 것을 확인할 수 있으며, 프로펠러의 날개가 TDC에 위치할 때 이와 수직한 방향으로 형성되는 것을 확인할 수 있다. 반면, 두께소음의 경우 10R 거리에서 음압수준이 매우 낮게 형성되어 지향패턴이 관찰되지 않았다. 이러한 지향패턴 또한 H. Seol[11]과 Q. Yang[12]이 제시한 비공동 소음원의 지향패턴과 매우 유사함을 확인할 수 있다.

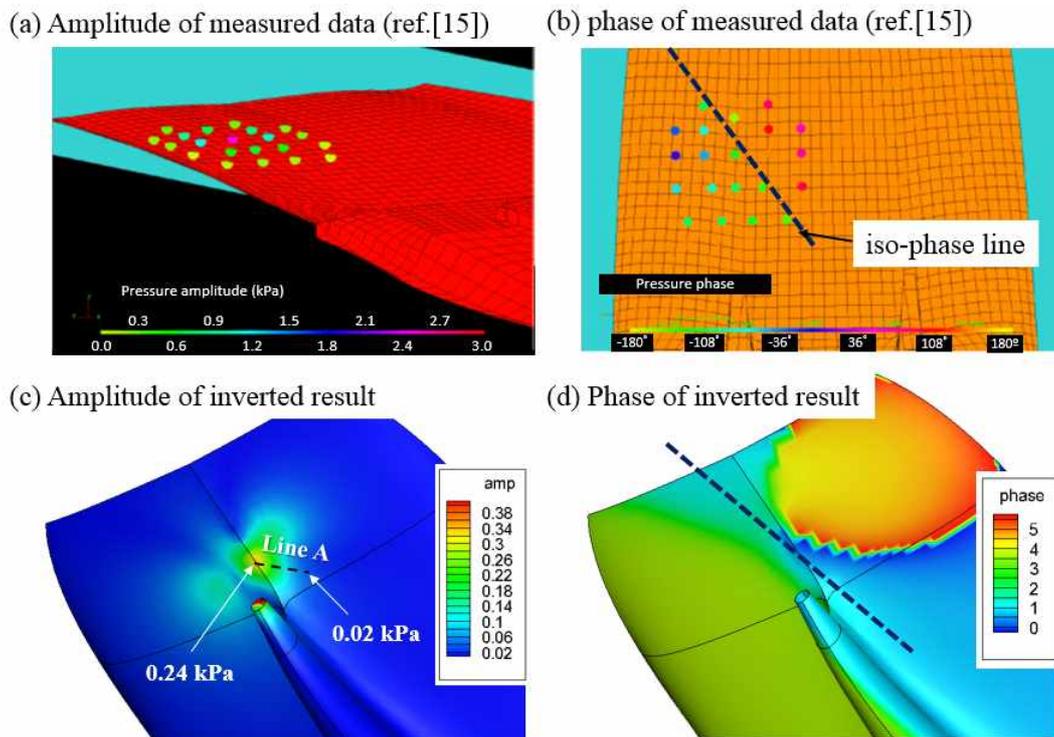


그림 II-24. 압력센서를 이용하여 계측된 비공동 소음의 (a) 압력의 세기와 (b) 위상분포[15], 해석적 모델(PP-2 model)을 이용하여 추정된 비공동 소음의 (c) 압력의 세기와 (d) 위상분포.

얇은층 공동의 음원을 역산하여 변동압력을 추정한 기존의 연구[3]에서는 여분의 음향센서를 이용하여 센서가 설치된 이외의 선체 표면에 대해 추정된 변동압력과 계측된 값의 비교를 통하여 역산결과를 검증하였다. 그러나 본 실험에서는 여분의 음향센서가 설치되지 않고 7개의 센서만이 십자 형태로 프로펠러 상부에 매립되었다. 본 절에서 역산결과 산출된 음원의 위치, 축의 방향, 압력의 세기와 위상분포, 지향패턴 등을 통해 기존에 보고된 비공동 소음원의 특징과 일치함을 확인하였다.

보다 명확한 검증을 위해 21개의 센서를 프로펠러 상부 넓은 영역에 걸쳐 설치하여 직접 비공동의 변동압력을 계측한 E. van. Wijngaarden[15]의 계측 데이터와 본 연구에서 제시한 해석적 소음모델(PP-2 model)을 이용하여 추정한 변동압력을 그림 II-24에서 비교하였다. E. van. Wijngaarden의 실험결과에 따르면, 비공동으로 인한 선체변동압력의 세기와 위상은 크게 두 가지 공통적인 특징을 갖고 있다. 비교적 넓은 영역에 변동압력이 완만하게 분포하는 공동 소음의 경우(그림 II-21.(a))와는 다르게 프로펠러 상부의 제한된 좁은 구역에 상대적으로 높은 변동압력이 집중되어 있으며, 이 구역을 벗어남에 따라 급격히 감소하는 경향을 보인다(그림 II-24.(a)). 또한 위상이 같은 지점을 연결한 등위상선(等位相線, iso-phase line)이 선박의 중심선과 평행하지 않고 기울어져 나타나고 있는데(그림 II-24.(b)), 이러한 현상들은 본 연구에서 제시한 비공동 소음원의 해석적 모델(PP-2 model)을 이용하여 추정한 결과에서도 공통적으로 관찰되며, 제안된 모델의 특성을 통해 다음과 같이 설명될 수 있다. 그림 II-24.(c)에서 A선을 따라 압력의 세기가 0.24 kPa에서 0.02 kPa로 1/10 이하의 수준으로 급격히 감소하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 그림 II-10에서 제시된 dipole과 longitudinal quadrupole의 음장이 근접장에서 급격히 감소하는 현상과 음원 고유의 지향특성으로 설명이 가능하다. 또한, 그림 II-24.(d)에서 등위상선이 선박 중심선을 기준으로 반시계 방향으로 기울어져 있는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서 사용된 모형선은 후면에서 관측할 때 시계방향으로 회전하므로 우회전 프로펠러이며, E. van. Wijngaarden의 모형선은 두 개의 추진기를 장착하고 있으며 회전방향은 내부(inward) 이므로 센서가 설치된 좌현 프로펠러 또한 우회전 프로펠러라 할 수 있다. 따라서 본 연구에서 제시한 바와 같이 불균일

유동장으로 인해 형성된 변동하중소음의 지향패턴으로 인해 실제 계측 신호에서도 반시계방향으로 기울어진 등위상선이 관찰됨을 확인할 수 있다. 즉 프로펠러 날개가 상부에 위치할 때마다 날개의 피치각과 수직한 방향으로 변동압력의 지향성이 발생하기 때문에 나타나는 현상이라 할 수 있다.

### Ⅲ. 초생 날개끝 보텍스 캐비테이션 위치 추정기법

#### 1. 연구개요

프로펠러의 보텍스 캐비테이션(vortex cavitation)은 넓은 주파수 대역의 소음을 발생시킬 뿐 아니라 일반적으로 가장 먼저 발생하는 캐비테이션으로 알려져 있다[4]. 최근에는 선박의 수중방사소음으로 인한 해양생태계 피해를 최소화하기 위하여 국제해사기구(IMO, International Maritime Organization)의 해양환경보호위원회(MEPC, Marine Environment Protection Committee)에서는 상선의 수중방사소음 규제를 위한 법규 제정을 가시화 하고 있어[40, 41], 군함 뿐 아니라 상선에서도 선박의 대형화 및 고속화에 따른 캐비테이션 소음이 설계의 중요한 요소로 인식되기 시작하고 있다.

일반적으로 프로펠러의 캐비테이션 발생 특성에 대한 검증은 캐비테이션 터널에서 모형시험을 통해 선박 설계 초기단계에 수행되고 있으며, 기하학적(geometrical), 동역학적(dynamic)인 유사성(similarity) 관계를 통해 실선에서의 성능을 추정하고 있다[4]. 프로펠러 모형시험의 목적은 캐비테이션이 발생하기 시작하는 속도인 캐비테이션 초생 속도(CIS, cavitation inception speed) 확인, 발생하는 캐비테이션의 유형 및 이로부터 유기되는 소음의 특성 확인이며, 이를 통해 궁극적으로 실선에서의 캐비테이션으로 인한 영향을 추정하는데 있다[42, 43].

특히, 군함의 경우 모형시험과 더불어 실선 시험을 통해 프로펠러 캐비테이션으로 인한 소음특성을 검증하고 있는데, 이는 캐비테이션으로 인한 수중에서의 방사소음이 적에 대한 자함의 피탐 성능과 깊은 관계가 있기 때문이다. 이로 인해 군함의 경우 저소음 운항조건과 관련하여 프로펠러의 캐비테이션 초생 속도가 계약조건에 명시되어 있으며, 모형시험 단계에서 만족여부를 검증 한 후 실선시험을 통해 확인하는 복잡한 단계를 거치게 된다.

프로펠러 캐비테이션의 여러 특성 중 초기 발생하는 캐비테이션의 형태 및 발생위치는 프로펠러 성능을 특징짓는 중요한 요소이며, 이러한 이유로

캐비테이션의 위치를 추정하는 다양한 방법들이 제시되고 있다. 관측창이 설치된 캐비테이션 터널에서 수행되는 모형시험에서는 시각적인 방법으로 캐비테이션의 발생 위치를 추정하는 방법이 일반적이고 용이한 방법일 수 있으나, 시각적인 접근이 어려운 실선의 경우 또는 초기 발생하는 캐비테이션의 크기가 매우 작아 시각적으로 관찰하기 어려운 경우에는 이러한 방법의 적용이 제한된다.

이에 대한 대안으로 음향 센서에서 캐비테이션 소음을 직접 측정하여 소음원의 위치를 추정하는 음향학적인 위치추정 방법이 일부 제시된 바 있다. 일반적으로 캐비테이션 발생 초기에는 그 크기가 매우 작아 시각적으로 확인하기 어렵지만, 이때 발생하는 소음은 음향센서를 통해 감지가 가능하다. 통상적으로 실선에서는 시각적인 관찰에 의한 초생속도보다 약 3 kts 이전에 초생속도로 인한 소음이 발생하는 것으로 알려져 있다[44]. 따라서 음향센서에서 측정되는 캐비테이션 신호를 이용할 경우 시각적으로 관측되기 이전에 발생하는 위치를 추정할 수 있으며, 특히 시각적인 관측이 어려운 실선의 경우에 적용이 용이하다는 장점이 있다.

따라서, 본 연구에서는 음향센서 배열을 통해 수신되는 날개 끝 보텍스 캐비테이션의 음향신호에 광대역 정합장치리 기법을 적용하여 발생 위치를 추정하는 기법을 제안하고자 하였다. 복제음장 생성의 효율성, 보텍스 캐비테이션 소음의 주파수 대역 및 발생환경을 고려하여 직접 입사파(direct path signal)를 고려한 음선법(ray method) 기반의 광대역 역산기법을 개발하였다. 개발된 위치추정 알고리즘은 삼성공동터널에서 가상음원을 이용하여 검증하였으며, 이후 두 가지 유형의 모형 프로펠러 실험을 통해 알고리즘의 유효성을 확인하였다.

본 위치추정 방법은 공동터널 프로펠러 모형시험 또는 실선시험에서 선체에 매립된 센서배열을 이용하여 초생 캐비테이션의 위치 정보를 제공하며, 음선법 기반의 역산기법 적용으로 매우 짧은 시간 내에 위치추정 결과를 제공하기 때문에 현장에서 캐비테이션 발생여부 판정 및 발생위치 추정에 매우 유용한 기술이 될 수 있을 것으로 판단된다.

## 2. 기존연구 분석

본 연구는 광대역 주파수 특성을 갖는 보텍스 캐비테이션의 발생위치 추정이 목적이다. 이를 위해 보텍스 캐비테이션의 소음특성에 관해 기존연구결과를 정리하였으며, 이후 최근 발표된 보텍스 캐비테이션 위치추정 기법에 관해 정리하였다. 본 연구의 목적은 실험결과 계측된 보텍스 캐비테이션의 소음을 이용하여 위치를 추정하는 것이므로, 보텍스 캐비테이션의 상세한 발생원리에 대한 분석은 포함하지 않고 있다.

### 2.1 보텍스 캐비테이션 음향특성 연구

#### 2.1.1 단일 날개에서 발생하는 보텍스 캐비테이션

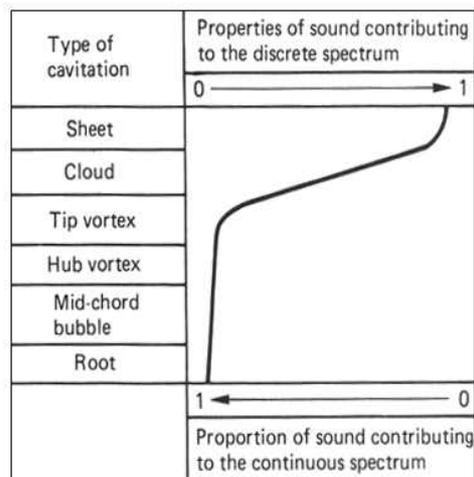


그림 III-1. 캐비테이션 형태에 따른 소음 스펙트럼의 특성[1].

프로펠러의 캐비테이션은 생성기작에 따라 다양하게 분류할 수 있으며, 각기 다른 형태의 소음특성을 갖고 있다. 그림 III-1은 캐비테이션 형태에 따른 소음 스펙트럼의 특성을 보여준다[1]. 협대역 성분의 소음 스펙트럼을 갖는 얇은층 캐비테이션과는 달리 보텍스 캐비테이션은 광대역 소음의 특성을 보이는 것을 확인할 수 있다.

구형 공기방울의 경우 일반적으로 Rayleigh-Plesset 방정식에 기반을 두어 음향을 예측하는 기법이 적용되고 있다[45]. 그러나 보텍스 캐비테이션의 경우 보텍스 내부의 압력장으로 인해 다양한 변형과정을 거치게 된다. 이러한 변형은 공기방울의 늘어짐, 분리 등의 다양한 현상으로 표현되며, 결국 구형의 변형이 아닌 형태로 공기방울이 거동하게 된다. 이러한 이유로 구형 공기방울의 거동을 설명하는 Rayleigh-Plesset 방정식이 30 ~ 80 kHz의 고주파수 영역의 보텍스 캐비테이션 소음을 설명하는데 적합하지 않다고 보고된 바 있다[45].

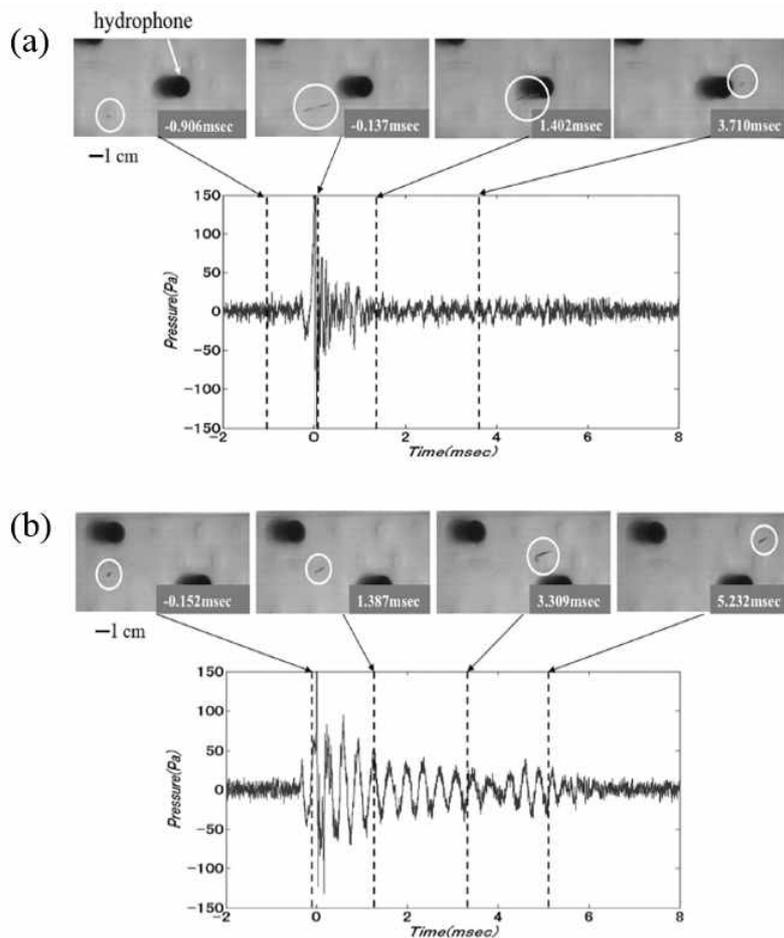


그림 Ⅲ-2. 보텍스 캐비테이션의 거동에 따른 음향 계측신호 특성; (a) pop 신호, (b) chirp 신호[46].

N.A. Chang[45], J. Choi[46] 등은 소형터널에서 각각 서로 다른 크기의 2차원 날개면과 레이저를 이용하여 보텍스 캐비테이션을 인위적으로 발생시킨 후 고속카메라와 음향계측기를 이용하여 이때 발생하는 보텍스 캐비테이션의 거동에 따른 음향특성을 분석한 바 있다. 이들의 관찰결과에 따르면, 보텍스 캐비테이션이 발생할 때 생성되는 음향신호는 *pop* 형태의 신호와 *chirp* 형태의 신호 두 가지 형태로 분류할 수 있다. *Pop* 형태의 신호는 그림 III-2.(a)에서와 같이 공기방울의 급격한 성장 또는 붕괴시 발생되며, 공기방울이 자신의 고유 진동수로 진동할 충분한 시간이 없이 진행되기 때문에 급격한 압력의 변화가 나타나게 될 뿐만 아니라 지속시간도 2 ms 이하로 짧게 관찰이 된다. 반면 그림 III-2.(b)는 일단 성장한 보텍스 공기방울이 더 이상 커지지 않고 자신의 고유 진동수로 진동을 하며 주기적인 *chirp* 신호를 생성하고 있음을 보여주고 있다. *Chirp* 신호의 지속시간은 *pop* 신호와는 달리 2 ms 이상 지속되고 있으며, 경우에 따라서는 10 ms까지 관찰된 경우도 있다.

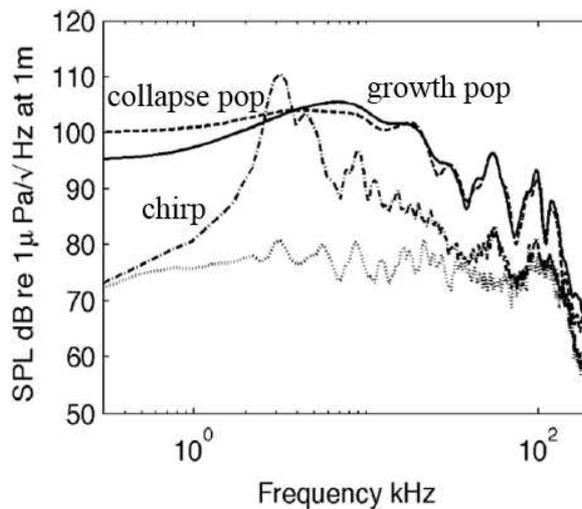


그림 III-3. 153개 보텍스 공기방울에 대한 주파수별 음압수준 관찰결과[46].

그림 III-3은 실험 중 발생된 153개의 보텍스 공기방울에 대한 주파수별 음압수준을 나타낸 그래프이다[45]. *Pop* 신호의 경우 음향에너지가 약 1 ~ 30 kHz에 걸쳐 넓은 영역에서 집중된 반면, *chirp* 신호의 경우 1 ~ 6 kHz 대역에 집중되어 있는 것을 발견할 수 있다.

### 2.1.2 프로펠러에서 발생하는 보텍스 캐비테이션

단일 날개를 이용한 초생캐비테이션 연구는 최근 다양하게 수행되어 왔으나, 프로펠러를 이용한 초생캐비테이션의 음향특성에 관한 연구는 상대적으로 미흡한 편이다. 프로펠러와 단순 날개와의 가장 큰 차이점은 선체 반류장 존재의 유무이다. 일반적으로 프로펠러는 선체로 인한 반류장이 형성되는 영역에 위치하고 있으며, 이로 인해 프로펠러 회전면상에서 축방향의 속도의 구배가 나타나게 된다. 이러한 속도 구배는 그림 II-6.(a), (b)와 같이 국부영역에서 받음각을 증가시키게 되고 결국 프로펠러 날개면에 주기적인 압력의 변동을 야기한다.

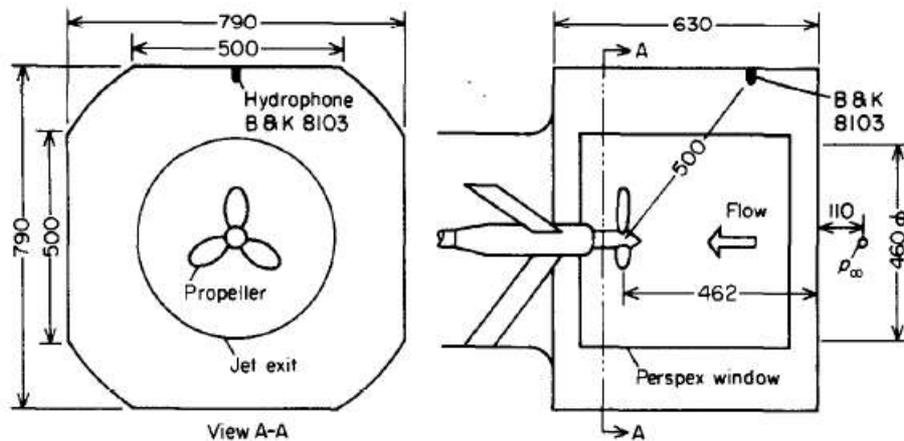


그림 III-4. S. D. Sharma 등[48]이 수행한 프로펠러 음향계측 실험설비.

S. D. Sharma 등[47]은 프로펠러의 형상과 선체 반류장의 영향에 따른 초생캐비테이션의 형태 및 음향특성을 보고한 바 있다. 그림 III-4와 같이 직경 460 mm 크기의 실험영역을 갖는 공동터널에서 실험이 수행되었으며, 음향계측은 B & K 8103 센서를 이용하여 계측되었다. 동일한 전진비(J, advance ratio)와 공동수( $\sigma$ , cavitation number) 조건에서 선체 반류장의 존재 유무에 따른 소음계측결과가 비교되었으며, 선체반류가 존재하는 경우의 보텍스 캐비테이션 소음이 균일 유동장에서의 소음보다 전반적으로 높은 음압을 나타냄을 확인하였다. 결국 선체 반류장이 보텍스 캐비테이션의 발생하는

현상 뿐 아니라 보텍스 캐비테이션의 음향신호 세기와의 밀접한 관련이 있다고 할 수 있다.

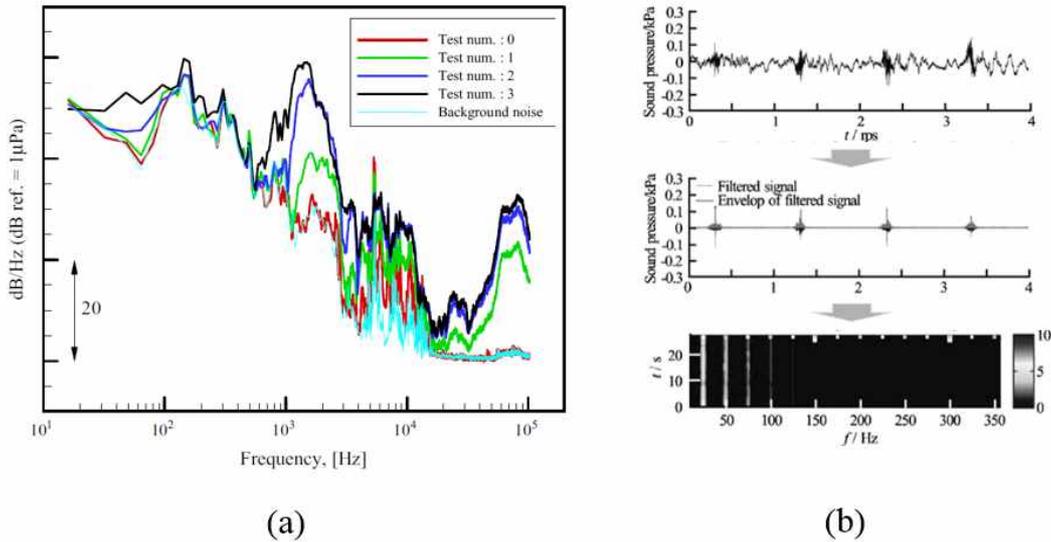


그림 III-5. (a) 모형터널에서 보텍스 캐비테이션 발생 진행에 따른 주파수 스펙트럼 변화[48] 및 (b) 계측된 광대역 신호의 주기성 분석한 DEMON 분석법[49].

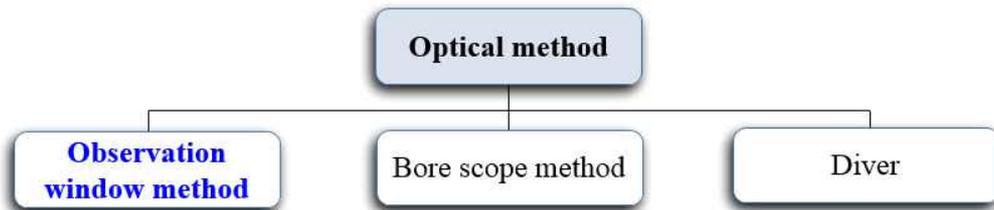
최근에는 여러 가지 신호처리에 적용되는 기법들을 적용하여 프로펠러에서 발생하는 보텍스 캐비테이션의 음향특성을 파악하는 연구들이 보고된 바 있다[48, 49]. 그림 III-5.(a)는 보텍스 캐비테이션이 발생하기 이전부터 완전히 발달할 때까지 소음의 주파수 스펙트럼을 보여주고 있으며, 캐비테이션 생성이 진행됨에 따라 특정대역에서 음압수준이 급격히 증가함을 확인할 수 있다. 그림 III- 6.(b)는 DEMON(Detection of Envelope Modulation On Noise) 신호처리 기법을 이용하여 계측된 캐비테이션 소음의 주기성을 분석하는 과정을 보여주고 있다.

## 2.2 프로펠러 캐비테이션 위치추정기법

일반적으로 실선에서 프로펠러 캐비테이션의 위치를 추정하는 방법은 크게 시각적인 방법과 음향학적인 방법으로 구분할 수 있다. 시각적인 방법은

프로펠러 날개에서 공동의 발생여부를 목측하여 판단하는 방법으로 공동발생 여부 및 발생 위치를 가장 확실하게 판단할 수 있는 방법이다. 시각적인 방법은 프로펠러 상부 선체에 관측창을 설치하여 확인하는 방법, 내시경 등에 사용되는 보어스코프를 이용하는 방법과 잠수사가 직접 물속에서 육안으로 확인하는 방법으로 그림 III-6.(a)와 같이 분류할 수 있다. 이중 가장 많이 적용되는 방법이 관측창을 이용하는 방법이다. 투명한 소재의 관측부를 갖는 공동터널에서는 시각적 확인이 용이하나, 실선에서는 시각적 관찰을 위해서는 그림 III-6과 같은 관측창을 프로펠러 상부 선체에 장착해야하며, 선체 관측창 설치를 위한 선체 타공 및 장비 설치 등 실험에 많은 준비와 비용이 소요된다는 제한점이 있다.

(a)



(b)

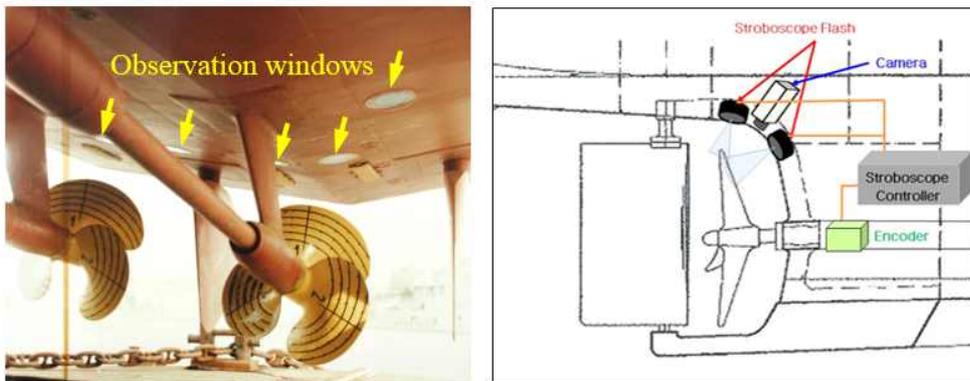


그림 III-6. (a) 캐비테이션의 시각적인 위치추정 방법 분류 및 (b) 프로펠러 상부 관측창 설치 형상 및 내부 설비.

음향학적인 방법은 음향센서 배열에서 측정된 캐비테이션의 소음을 이용하여 발생위치를 추정하는 방법으로 아직 실선에 적용된 예는 없으며, 대형 캐비테이션 터널 또는 실험목적을 위해 소형터널에서 적용된 사례만 보고되고 있다. 현재까지 보고된 음향학적인 방법으로는 적용기법에 따라 빔형성기법(Beam forming method), 도달시간지연기법(TDOA, time difference of arrival method) 및 정합장역산 기법으로 그림 III-7과 같이 분류할 수 있다. 빔형성기법의 경우 음원의 신호를 평면파로 가정하여 센서들간 위상차를 이용하는 방법으로 음원의 방향에 대한 정보밖에 알 수 없기 때문에 최소 3개의 1차원 배열 또는 2개의 2차원 배열의 센서가 필요하기 때문에 많은 수의 센서가 필요하며, 마찬가지로 잔향음이 지배적인 환경에서는 정확한 위치 추정에 어려움이 있다. 미해군의 W.B Morgan LCC(Large cavitation channel)의 경우 95 채널로 구성된 중첩 선형 평면배열을 시험부(test section) 하방의 음향계측부에 설치하여 음원의 위치추정에 적용하고 있으며, 한국해양플랜트연구소의 LCT(Large cavitation tunnel)의 경우 45개의 음향센서를 시험부 하단에 매립하여 음원위치 추정에 활용하고 있다[50].

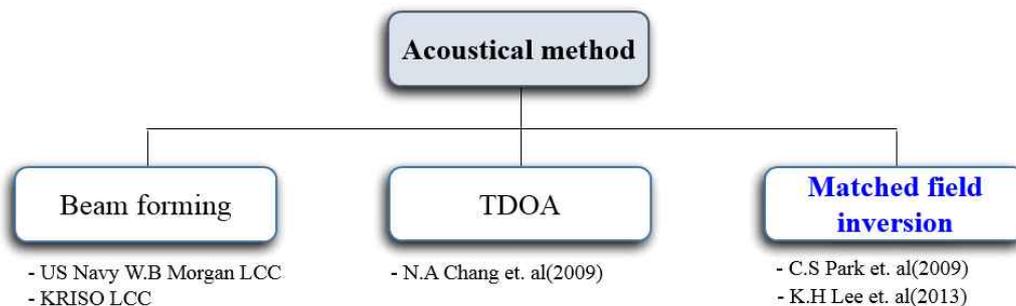


그림 III-7. 캐비테이션의 음향학적인 위치추정 방법 분류.

N. A. Chang과 D. R. Dowling[51]은 소형 공동터널에서 서로 다른 크기의 날개를 이용하여 보텍스 캐비테이션을 생성시켰으며, 16개의 음향센서로 구성된 센서배열을 이용하여 도달시간지연기법을 적용하여 위치를 추정하는 기법을 제안하였다. 도달시간지연기법은 센서들간 수신된 신호의 시간지연(time delay)을 이용하는 기법으로, N. A. Chang의 경우 최소 5개의

센서가 필요하다고 기술하고 있으며, 주로 직접파들의 도달시간을 이용하기 때문에 잔향음이 지배적인 소형 터널 환경에서는 직접파들의 정확한 도달시간 예측에 어려움이 있다. 따라서 수신된 신호로부터 직접파의 신호를 분리하는 신호처리 기법이 필요하며, 터널의 잔향음에 의한 효과를 상쇄하기 위한 통계적 접근방법이 제시된 바 있다.

정합장처리 기법은 Green 함수를 이용하여 다양한 환경에서 음원신호의 전달을 고려하여 복제음장을 생성한 후 실제 계측음장과 유사도 비교를 통하여 소음원의 위치를 추정하는 방법으로 수중음향학에서 널리 적용되는 방법이다. 이때 적용하는 주파수 대역에 따라 협대역 또는 광대역 정합장처리 기법으로 구분할 수 있다. K. Lee[3] 등은 프로펠러 소음의 BPF 성분을 협대역 정합장 역산기법에 적용하여 얇은층 공동의 위치를 추정하여 변동압력을 예측한 바 있으며, C. Park[52] 등은 광대역 정합장 역산처리기법을 이용하여 프로펠러 캐비테이션 위치를 추정한 바 있다. 정합장역산 기법의 경우 복제음장 생성을 위한 전달함수가 실험환경을 정확히 반영할 수 있다면, 매우 정확한 위치추정 결과를 제공한다는 장점이 있으나, 복제음장 생성에 상당히 많은 계산량이 요구된다는 단점이 있다. K. Lee 등[3] 그리고 II장에서는 프로펠러의 협대역 주파수 신호와 음향경계요소법을 이용하여 프로펠러 얇은층 공동과 비공동 음원의 위치를 추정하였으며, 이때 1000번의 최적화 단계를 기준으로 약 3 ~ 6시간의 시간이 소요되었다.

본 연구에서는 광대역 정합장역산 기법을 적용하여 초생 보텍스 캐비테이션의 위치를 추정하고자 하였으며, 위치추정 소요시간을 최소화하기 위하여 직접 입사파를 이용하여 복제음장을 생성하였다. 프로펠러 상부 선체에 음향센서를 매립할 경우 프로펠러와 거리가 터널 벽면과의 거리에 비해 상당히 짧기 때문에 직접입사파의 신호가 지배적일 것이라 가정하였으며, 복제음장 생성시 터널의 잔향음을 고려하지 못해 발생한 위치추정의 오차는 광대역신호의를 이용함으로써 최소화 시키고자 하였다. 이러한 가정들은 가상음원을 통해 III-4장에서 검증되었다.

### 3. 초생 캐비테이션 위치추정 절차

광대역 정합장 역산기법을 이용한 초생 보텍스 캐비테이션의 위치추정 절차는 기본적으로 II-3장에서 언급한 비공동 소음원 역산 및 변동압력 추정 절차와 유사하다고 볼 수 있으나, 역산하고자 하는 소음의 종류가 협대역에서 광대역 신호로 상이하다는 점과 복제음장을 생성하는 방법이 음향경계요소법에서 직접파를 이용한 음선법으로 변경되었다는데 차이가 있다.

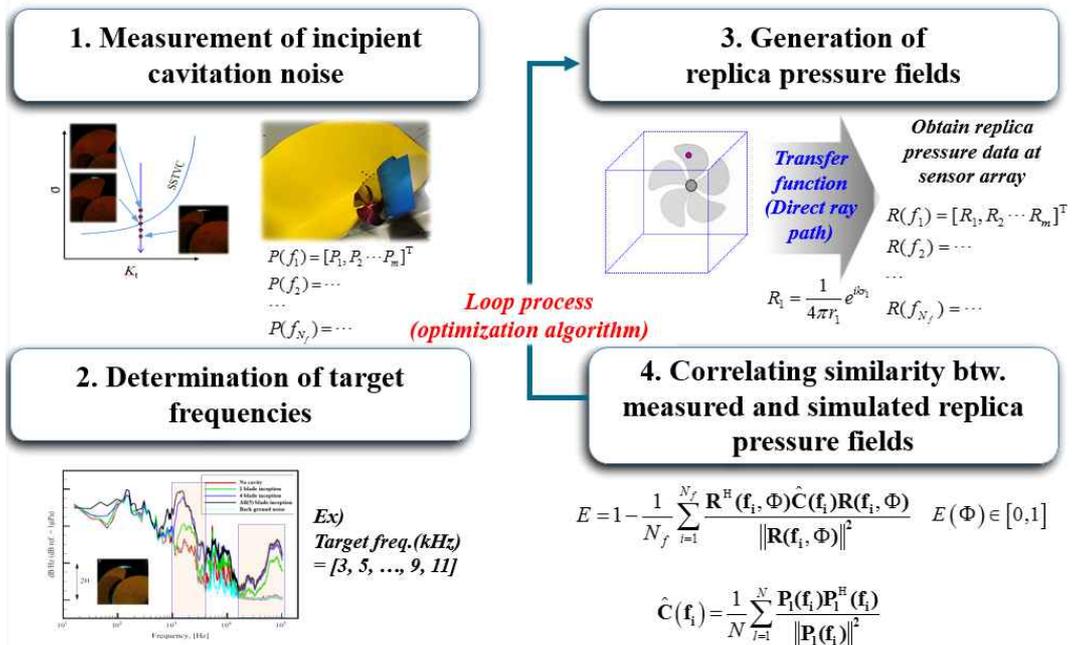


그림 III-8. 광대역 정합장 역산기법을 이용한 초생 캐비테이션 위치추정 절차.

위치추정 절차는 그림 III-8과 같이 4단계로 구분할 수 있다. 1단계에서는 광대역 정합장 역산기법을 적용하기 위해 음향센서를 프로펠러 상부 선체에 매립한 후 공동수를 변화시키면서 캐비테이션을 발생시킨다. 이때 각 채널에서 수신된 소음의 시계열신호를 푸리에 변환하여 계측신호 벡터  $\mathbf{P} = [P_1, P_2, \dots, P_m]^T$ 를 생성한다. 여기서  $m$ 은 사용된 센서의 숫자를 의미한다.

2단계에서는 역산에 적용할 관심주파수를 선정하는 단계이다. 광대역 정합장역산 기법은 적용되는 관심주파수 영역선정이 매우 중요하며, 이는 위치추정의 정확도와 직접적으로 관련이 있다. 이때 선정된 관심주파수 영역의 신호가 초생 보텍스 캐비테이션으로부터 기인한 소음인지를 확인하기 위하여 계측된 신호에 다양한 신호처리 기법이 적용된다. J. Lee 등[49, 50]은 DEMON(Demodulation of Envelope Modulation On Noise) 기법 또는 Spectral kurtosis 기법 등의 신호처리 기법을 이용하여 계측된 광대역 신호가 초생 캐비테이션으로부터 기인한 소음인지에 대한 판단을 할 수 있는 방법을 제시한 바 있으며, 본 연구에서는 계측된 시계열 신호에 단순한 대역통과 필터를 적용하여 분석하였다.

3단계에서는 음향센서 위치에서의 복제음장을 계산하게 된다. 터널 내부 음원의 위치가 존재할 것으로 판단되는 탐색범위를 설정하고 설정된 범위내 임의의 위치에 음원이 있다고 가정하여 복제음장 벡터  $\mathbf{R} = [R_1, R_2, \dots, R_m]$ 를 생성한다. 이때 전달함수는 직접 입사파(direct path)만을 고려하였으며, 이러한 복제음장은 선정된 관심주파수에 대해 반복적으로 산출되게 된다. 복제음장 생성과 관련된 내용은 III-3.1절에서 상세히 다루었다.

4단계에서는 계측된 음장과 계산된 복제음장간의 유사도를 평가하게 된다. 본 연구에서는 광대역 정합장 프로세서를 이용하여 목적함수를 정의하였다. 광대역 정합장역산 기법에 관해서는 III-3.2절에서 상세히 기술하였다.

상관도가 가장 높은 음원의 위치를 효율적으로 찾기 위하여 II장에서 적용되었던 복합 최적화 기법인 ASSA 기법을 적용하였으며, 이를 통해 3, 4단계가 반복적으로 수행되게 된다. 최적화 단계가 종료되면 계측음장과 가장 유사도가 높은 복제음장이 생성되는 위치가 결정되고, 그 위치를 캐비테이션이 생성된 위치로 판단하게 된다.

### 3.1 음선법 기반 복제음장 생성

정합장 역산기법에서 복제음장 생성을 위한 전달모델 선정시 고려해야할

요소는 복제음장 생성의 정확도와 효율성이다. 일반적으로 음전달 모델로서의 음선법은 근거리 음전달 신호와 해상도가 좋은 고주파 신호 모의에 적합하다고 알려져 있다[54]. 따라서 고주파의 광대역 신호를 이용한 근거리 역산문제에 해당하는 본 연구에서도 음선법을 적용하여 복제음장을 생성하였으며, 직접파만을 이용한 경우에도 위치 추정에 충분한 정보를 얻을 수 있다고 가정하였다.

**Case 1 : direct path only ( $P_{direct}$ )**

**Case 2 : direct path + 1<sup>st</sup> reflected paths ( $P_{direct} + P_{ref.}$ )**

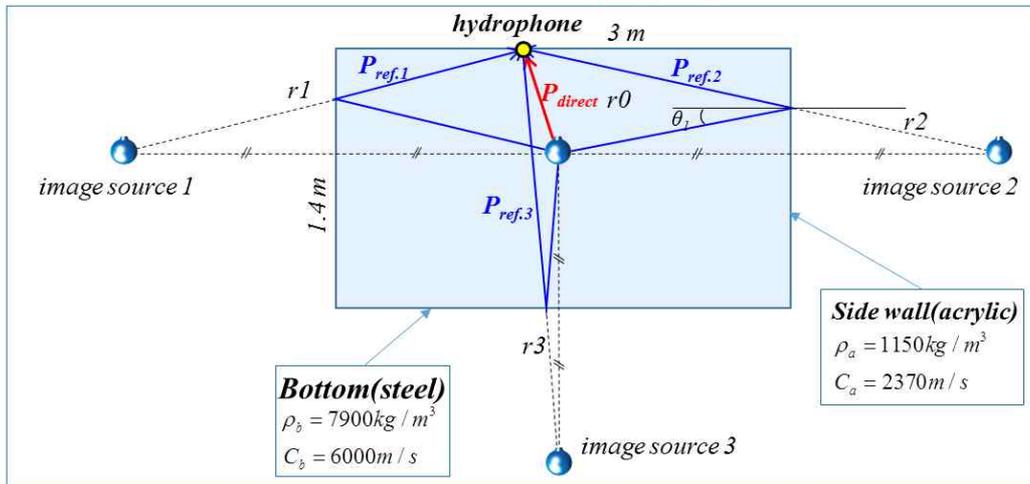


그림 III-9. 캐비테이션 터널 내에서의 직접파와 반사파.

모형실험이 수행되는 캐비테이션 터널은 상·하, 좌·우 4면이 철판, 아크릴 또는 나무와 같은 재질로 되어 있어 반사파에 의한 잔향음이 존재할 수밖에 없다. 터널 내부 벽면과 모형선의 표면이 매끄럽다는 가정 하에 선체에 매립된 센서에 계측되는 음장은 음원으로부터 직접 도달하는 음파  $P_{direct}$ 와 무수히 많은 반사파  $P_{ref.1 \sim \infty}$ 들의 합으로 표현할 수 있다. 그러나 일반적인 프로펠러 모형시험 환경에서는 음원이 존재하는 프로펠러와 선체에 매립된 계측센서와의 거리는 프로펠러와 벽면과의 거리에 비해 매우 짧으며, 이로 인해 직접파의 영향이 지배적일 것이라 직관적으로 판단할 수 있다. 예를 들어 보텍스 캐비테이션이 프로펠러의 TDC 근처에 발생하고 이때 센서와의 간격이 0.15 m 이고 벽면과의 거리가 1.5 m라 한다면 구형파를

가정한 직접입사파의 세기는 첫 번째 반사파의 세기에 20배 이상 큰 값을 나타냄을 알 수 있다.

반사파의 영향을 확인하기 위하여 첫 번째 반사파를 함께 고려하여 복제음장을 생성한 경우의 위치추정 결과를 함께 비교하였다. 직접파를 고려하여 복제음장을 생성한 경우(case 1) 음향센서에서 측정되는 음장은 식 (III-1)과 같이 단순한 monopole 음원으로부터의 음장으로 계산할 수 있다.

$$P_{total} = P_{direct} = \frac{A}{4\pi r_0} e^{-ikr_0}, \quad (III-1)$$

여기서  $r_0$ 는 음원과 센서와의 거리이며,  $A$ 는 복소수 형태를 갖는 음원의 세기이다.

첫 번째 반사파까지 고려한 경우(case 2)는 반사체의 재질에 따른 반사계수(reflection coefficient)와 반사로 인한 음선의 전달경로를 고려해 주어야 한다. 모형프로펠러 시험의 경우 음향센서가 선체하부에 매립되기 때문에 그림 III-9에서와 같이 좌·우 벽면과 아래 바닥에 의한 세 가지 반사파를 추가로 고려해 주어야 한다. 따라서 센서에서의 복제음장은 식 (III-2)와 같이 직접파로 인한 음장과 세 개의 반사파로 인한 음장의 합으로 표현할 수 있다.

$$P_{total} = P_{direct} + P_{ref.1} + P_{ref.2} + P_{ref.3} \\ = A \left( \frac{1}{r_0} e^{-ikr_0} + \frac{R_1}{r_1} e^{-ikr_1} + \frac{R_2}{r_2} e^{-ikr_2} + \frac{R_3}{r_3} e^{-ikr_3} \right), \quad (III-2)$$

$$R = \frac{m \cos \theta_1 - n \sqrt{1 - \frac{\sin^2 \theta_1}{n^2}}}{m \cos \theta_1 + n \sqrt{1 - \frac{\sin^2 \theta_1}{n^2}}}, \quad (III-3)$$

$$m = \frac{\rho_a}{\rho_w}, \quad (III-4)$$

$$n = \frac{C_w}{C_a}, \quad (\text{III-5})$$

여기서  $r_1, r_2, r_3$ 는 각각 벽면과 바닥과의 반사파 경로이며, 이는 가상음원을 이용하여 산출하였다. 이때 반사계수  $R$ 은 입사각  $\theta_i$ 과 매질과 물의 밀도  $\rho$ (식 III-4)와 음속  $C$ (식 III-5)를 이용하여 식 (III-3)의 관계식으로 계산할 수 있다. 삼성 공동터널 시험부의 좌우 벽면은 아크릴 소재이며, 윗면은 모형선 시험시 자유수면 효과를 최소화하기 위하여 나무판으로 덮여있으므로 반사계수는 일반적인 아크릴과 나무의 밀도와 음속을 반영하였다.

음선법 기반의 복제음장 생성의 장점은 계산의 효율성에 있다. 음향경계요소법의 경우 센서위치에서 복제음장 생성을 위해서는 선체 및 터널을 약 7,000개의 격자로 이산화 하였으며, 복제음장을 생성할 때 마다 매번 KH 방정식을 풀어야하기 때문에 계산에 많은 시간이 소요되었다[2, 3]. 그러나 음선법의 경우 직접파만 고려할 경우 식 (III-1)을 이용하여 복제음장이 생성되기 때문에 센서의 위치 좌표 정보만 요구되며, 계산시간도 획기적으로 단축된다는 장점이 있다. 다만, 터널 벽면과의 반사파가 고려되지 않았기 때문에 실제 계측음장과의 오차가 발생할 수밖에 없는 단점이 있다. 이러한 오차는 광대역 신호를 이용하여 최소화 하고자 하였으며, 상세한 내용은 III-4장에 기술하였다.

### 3.2 광대역 정합장 역산기법

광대역 정합장 역산기법은 2개 이상의 주파수에서 복제음장과 계측음장과의 유사도를 비교하여 유사도가 가장 높은 음원인자를 도출하는 기법으로, 1980년대 후반부터 2000년대 초반까지 수중에서 음원위치 추정에 관한 연구가 활발히 진행되어 왔다. 광대역 정합장 역산기법은 주파수들 간에 상관관계 이용 여부에 따라 비상관법(incoherent method)과 상관법(coherent method)으로 구분할 수 있다[30]. 초생캐비테이션의 경우 무작위로 발생하는 공기방울에 의해 야기되는 소음이기 때문에 프로펠러 날개 회전시마다 발생하는 공기방울들로 인한 소음은 주파수들 간에 상관관계가 적다고 알려져

있으므로[55], 본 연구에서는 비상관 광대역 정합장 처리법(incoherent broadband matched field processing method)을 적용하였다.

가장 광범위하게 적용되는 정합상 프로세서는 Bartlett 프로세서로 계측신호 벡터와 복제음장 벡터간의 내적의 형태로 구성되며, 본 연구에서는 주파수들 간의 비상관 평균(incoherent average)을 취하는 형태로 정의가 된다[54]. Bartlett 프로세서는 일반적으로 잡음에 대한 영향이 적고 간단한 형태로 구성되어 있다는 장점이 있으나, 주엽(main lobe)의 폭이 넓고 부엽(side lobe)이 많이 나타난다는 단점이 있다[30, 55]. 일반적으로 Bartlett 프로세서는 II장의 식 (II-13), (II-14)과 같이 수신된 신호 벡터( $\mathbf{P}$ )와 복제음장 벡터( $\mathbf{R}$ )를 직접 상관시킨 후 제곱을 취하는 형태로 산출된다. 광대역 프로세서는 각 주파수에서의 프로세서 출력 값에 대한 비상관 평균을 취하는 형태로 식 (III-6)과 같이 정의될 수 있다. 이때  $N_f$ 는 역산에 사용된 주파수의 수를 의미한다.

$$P_{Bart\_B} = \frac{1}{N_f} \sum_{i=1}^{N_f} P_{Bart}(f_i), \quad (\text{III-6})$$

최적화 기법 적용을 위해 계측 음장과 복제 음장과의 상관도가 가장 높을때 0의 값을 갖도록 식-8을 이용하여 목적함수를 다음과 같이 정의하였다.

$$E(\Phi) = 1 - \frac{1}{N_f} \sum_{i=1}^{N_f} \frac{\mathbf{R}^H(\mathbf{f}_i, \Phi) \hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f}_i) \mathbf{R}(\mathbf{f}_i, \Phi)}{\|\mathbf{R}(\mathbf{f}_i, \Phi)\|^2}, \quad (\text{III-7})$$

식 (III-7)은 monopole로 정의된 음원모델의 위치  $\Phi = [x, y, z]$ 를 역산인자로 갖고 있으며,  $\hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f}_i)$ 는 식 (III-8)과 같이 정의된  $i$ 번째 주파수에 대한 정규화된 공분산행렬(normalized Cross spectral density matrix, CSDM)이다.

$$\hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f}_i) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \frac{\mathbf{P}_l(\mathbf{f}_i) \mathbf{P}_l^H(\mathbf{f}_i)}{\|\mathbf{P}_l(\mathbf{f}_i)\|^2}, \quad (\text{III-8})$$

여기서  $\mathbf{P}_l$ 은 주파수  $f_i$ 에서 계측신호의  $l$ 번째 snapshot 벡터를,  $N$ 은 snapshot의 수를 나타낸다.

Bartlett 프로세서의 단점을 보완하고 성능을 향상시키기 위해 다양한 형태의 적응 프로세서가 제시된 바 있으며[30], 그 중 주엽을 제외한 부엽의 크기를 감소시켜 부엽 대비 신호수준(peak-to-sidelobe levels)을 효과적으로 향상시키는 최소분산 프로세서(MVDR, Minimum variance distortionless response)가 제안된 바 있다.

MVDR 프로세서는 식 II-12에서 정의된 출력 값에서 주엽을 제외한 부엽의 크기를 제한하기 위해 공분산행렬  $\hat{\mathbf{C}}$ 에 가중벡터  $\mathbf{w}_{MV}$ 를 적용시키되 된다. 이때 가중 벡터는 식 (III-9)로 정의된  $F$ 를 최소화 시키도록 선택되게 된다.

$$F = \mathbf{w}_{MV}^H \hat{\mathbf{C}} \mathbf{w}_{MV} + \gamma (\mathbf{w}_{MV}^H \mathbf{R} - 1) \quad (III-9)$$

식 (III-9)의 첫 번째 항은 센서배열의 평균제곱 출력(mean square output)을 나타내며, 두 번째 항은 이득 값이 1이 되도록 라그랑주 승수(Lagrangian multiplier)  $\gamma$ 를 이용하여 나타낸 제약조건을 의미한다. 라그랑주 승수법에 따라 변수들과  $\gamma$ 에 대하여 편미분을 취하면 식 (III-10), (III-11)의 관계를 도출할 수 있다.

$$\mathbf{w}_{MV} = -\frac{\gamma}{2} \hat{\mathbf{C}}^{-1} \mathbf{R} \quad \text{or} \quad \mathbf{w}_{MV}^H = -\frac{\gamma}{2} (\hat{\mathbf{C}}^{-1} \mathbf{R})^H \quad (III-10)$$

$$\gamma = -2(\mathbf{w}^H \hat{\mathbf{C}}^{-1} \mathbf{R})^{-1} \quad (III-11)$$

식 (III-10)과 (III-11)을 정리하면 MVDR 프로세서에서의 가중벡터를 식 (III-12)와 같이 정의할 수 있다.

$$\mathbf{w}_{MV} = \frac{\hat{\mathbf{C}}^{-1} \mathbf{R}}{\mathbf{R}^H \hat{\mathbf{C}}^{-1} \mathbf{R}} \quad (III-12)$$

여기서 가중벡터  $\mathbf{w}_{MV}$ 는 계측신호로 산출되는 공분산행렬과 관계있기 때문에 MVDR 프로세서를 적응 프로세서라 한다. 식 (III-12)에서 정의된 가중벡터를

이용하여 식 (II-12)를 정리하면 아래와 같이 MVDR 프로세서의 출력값을 정의할 수 있다.

$$p_{MV} = \left[ \mathbf{R}^H \hat{\mathbf{C}}^{-1} \mathbf{R} \right]^{-1}, \quad (\text{III-13})$$

최적화 기법에 적용하기 위하여 Bartlett 프로세서와 동일하게 광대역 신호에 대해 비상관 평균을 취하는 식 (III-14)과 같은 형태로 목적함수를 정의하여 초생 캐비테이션의 위치추정에 적용하였다.

$$E(\Phi) = 1 - \frac{1}{N_f} \sum_{f=1}^{N_f} \left( \frac{\mathbf{R}^H(\mathbf{f}_i, \Phi) \hat{\mathbf{C}}(\mathbf{f}_i)^{-1} \mathbf{R}(\mathbf{f}_i, \Phi)}{\|\mathbf{R}(\mathbf{f}_i, \Phi)\|^2} \right)^{-1}, \quad (\text{III-14})$$

본 연구에서는 식 (III-7)로 정의되는 목적함수를 최적화기법에 적용하여 상관도가 가장 높은 음원의 위치를 도출하였으며, 해당위치에 대한 2차원 모호평면(ambiguity surface)을 Bartlett, MVDR 프로세서를 이용하여 도시하였다. 최적화 기법은 II장에서 비공동 음원모델의 다중인자 역산에 적용된 ASSA 기법이 적용되었다.

## 4. 가상음원을 이용한 알고리즘 검증

모형실험이 수행될 삼성캐비테이션 터널의 음향특성을 파악하고 제안된 위치추정 알고리즘의 검증을 위해 위치를 알고 있는 가상의 음원을 이용한 실험을 수행하였다. 실제 보텍스 캐비테이션과 유사한 대역의 주파수를 갖는 신호를 송신하였으며, 제안된 위치추정 알고리즘을 적용하여 위치추정 결과를 검증하였다.

### 4.1 실험환경 및 조건

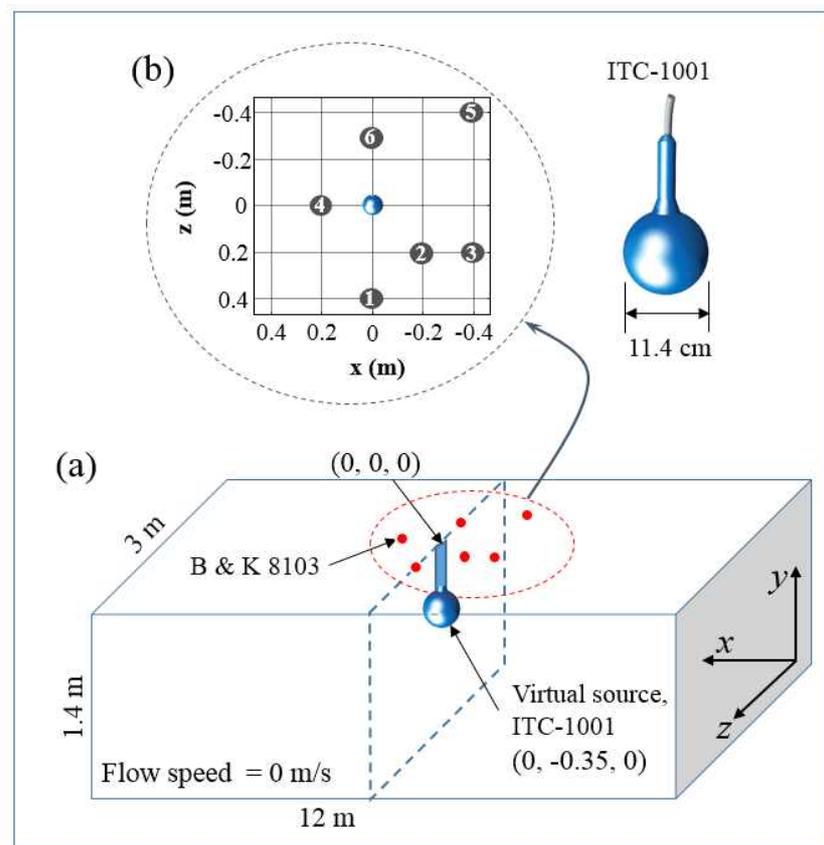


그림 III-10. (a) 가상음원을 이용한 실험 설비 및 (b) 센서 배치.

그림 III-10.(a)와 같이 터널 중앙 상부에 고정된 가상음원에서 신호를 송신 후 터널 상부에 매립된 6개의 음향센서에서 음향을 계측하였다. 가상음원은 직경 11.4 cm의 ITC-1001 전방향 송신기를 사용하였으며, 터널 하부 35 cm 위치에 고정되었다. 계측센서는 6개의 B&K8103으로 구성되었으며, 그림 III-10.(b)와 같이 터널 상부에 매립하였다. 이때 터널 내부의 유체의 흐름은 없었으며, 시험부의 크기는  $3.0 \times 1.4 \times 12.0$  m(W×H×L)로 옆면은 아크릴, 윗면은 나무, 아랫면은 철판으로 구성되었다.

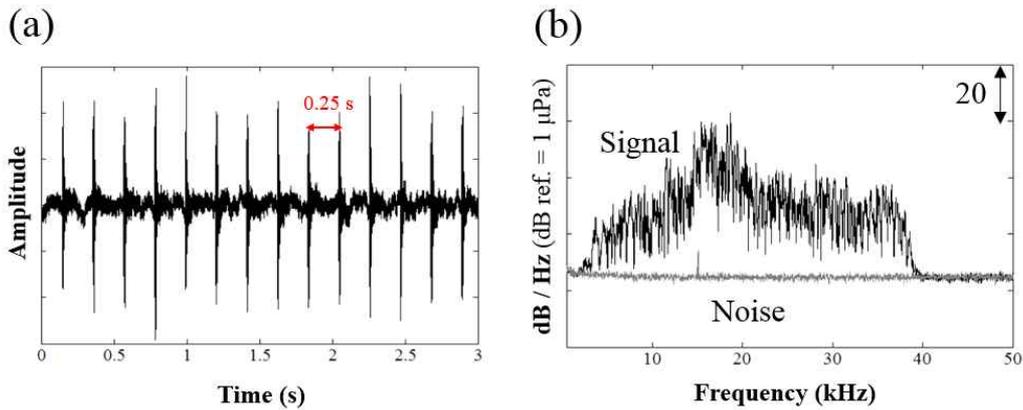


그림 III-11. (a) 음향센서 1번에서 계측된 시계열 신호 및 (b)해당 파워스펙트럼 밀도.

가상 음원에서 광대역 랜덤신호를 5초 동안 0.25초 간격으로 주기적으로 송신하였다. 그림 III-11.(a)는 음향센서 1번에서 계측된 시계열 신호이며, 그림 III-11.(b)는 해당 신호의 파워스펙트럼 밀도를 배경소음과 함께 보여주고 있다. 이때 4 kHz ~ 40 kHz 구간의 신호들이 20 dB 이상의 신호 대 잡음비(SNR)를 보여주고 있는 것으로 확인하였다.

일반적으로 광대역 정합장 역산을 위한 관심 주파수대역은 신호 대 잡음비가 최대인 지점이 선택되어야 한다[56]. 본 연구에서는 그림 III-12와 같이 네 가지(case 1 ~ 4) 주파수 대역에서 각각 10개의 주파수를 선정하여 위치추정 결과 및 모호평면을 관찰하였다. Freq.1 ~ 3은 각각 4.0 kHz ~ 17.5 kHz, 18.0 kHz ~ 28.5 kHz, 24.5 kHz ~ 38.0 kHz에 해당하는 주파수 대역으로 주어진 주파수대역 내에서 저주파, 중주파, 고주파 대역 선정에 따른 위치추정 결과를 확인하기 위함이며, Freq.4는 전체 주파수 영역에 해당하는 대역이다.

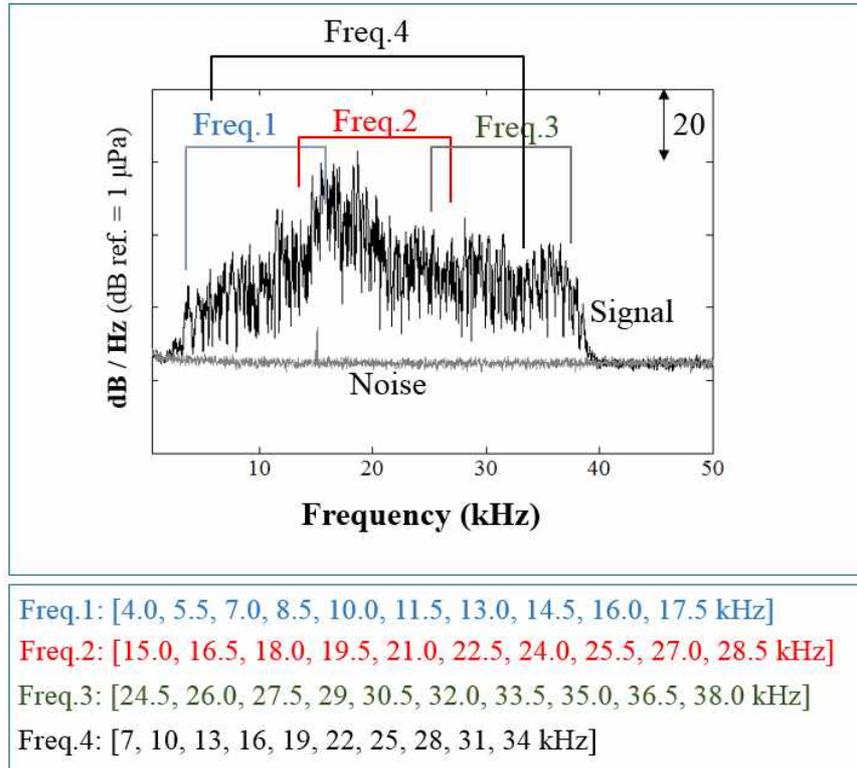


그림 III-12. 광대역 정합장 역산을 위해 선택된 4가지 주파수 대역 및 해당 주파수.

## 4.2 위치추정 결과

제안된 위치추정 알고리즘을 적용한 위치추정 결과는 그림 III-13과 같다. 식 (III-7)을 목적함수로 하는 최적화 기법을 적용하여 산출한 음원의 위치를 각각  $x$ - $y$ ,  $z$ - $y$  평면상에 도시하였다. 검은색 원은 직경 11.4 cm의 가상음원을 나타내며, Freq.1 ~ 4에 해당하는 결과가 함께 도시되었다. 복제음장 생성시 직접파만 고려한 경우(3.1장의 case 1)와 첫 번째 반사파를 포함한 경우(3.1장의 case 2)를 각각 그림 III-13.(a), (b)에 나타내었다. 직접파만을 이용하여 복제음장을 생성한 경우 Freq.2 ~ 3의 경우 실제 가상음원의 중심부에 정확히 음원의 위치가 추정되었으며, Freq.1의 경우도 음원 중심의 위치는 아니지만 음원 직경 범위 내에 음원 위치가 추정되었다. 첫 번째 반사파까지 포함하는 경우도 직접파만을 고려한 경우에 비해 약간의 오차를

보이고 있으나 Freq.1을 제외하면 모두 정확히 음원의 위치를 추정한 것을 확인할 수 있다.

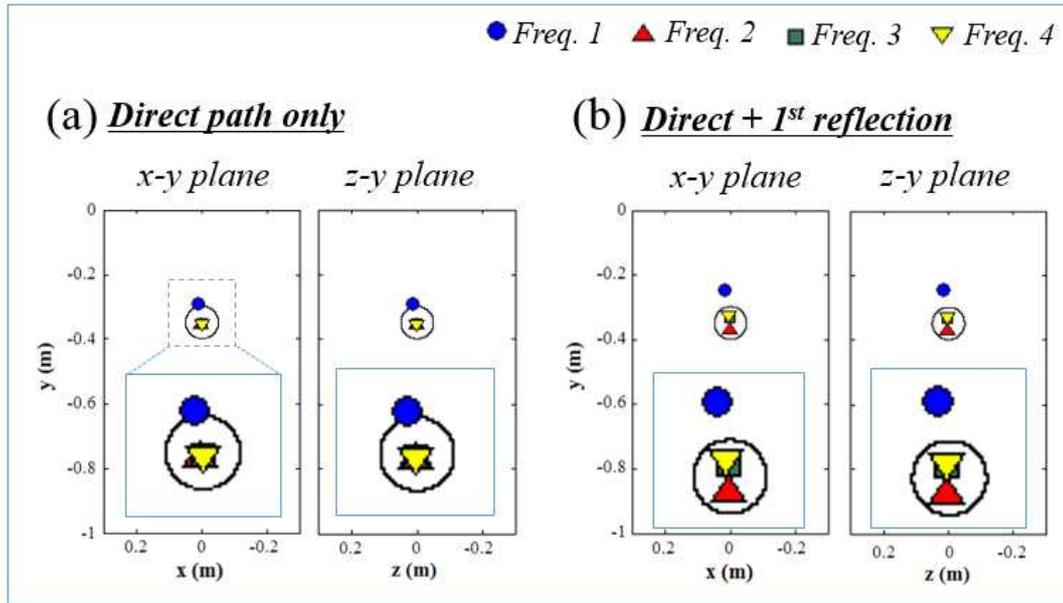


그림 III-13. 최적화 기법을 이용하여 산출한 가상음원의 위치((a) : 직접파를 이용하여 복제음장을 생성한 경우, (b) 첫 번째 반사파를 포함하여 복제음장을 생성한 경우).

가상음원이 위치한  $x = 0$  평면을 0.001 m 간격으로 격자를 나누어 각 격자점에 음원이 위치한다는 가정 하에 식 (III-7)을 이용하여 계측음장과 유사도를 평가한 후 최댓값으로 정규화하여 그림 III-14.(b), (c)와 같은 모호평면(ambiguity surface)을 생성하였다. 정규화된 값은 dB 단위로 도시하였으며, 복제음장 생성시 case 1, case 2 두 가지 방법으로 모호평면을 산출하였다. 실제 음원의 위치는 백색의 점으로 나타내었으며, 제시된 모호평면 전체에서 실제 가상음원의 위치에 유사도가 가장 높은 주엽이 관찰되고 있다. 선정된 주파수 대역이 Freq.1에서 Freq.3으로 고주파 대역으로 갈수록 위치 추정의 해상도가 증가하는 반면 부엽의 수가 증가하는 것을 case 1, 2에서 공통적으로 확인할 수 있으며, 가장 넓은 주파수대역을 갖는 Freq.4의 경우 부엽의 세기가 주엽에 비해 낮은 것을 확인할 수 있다.

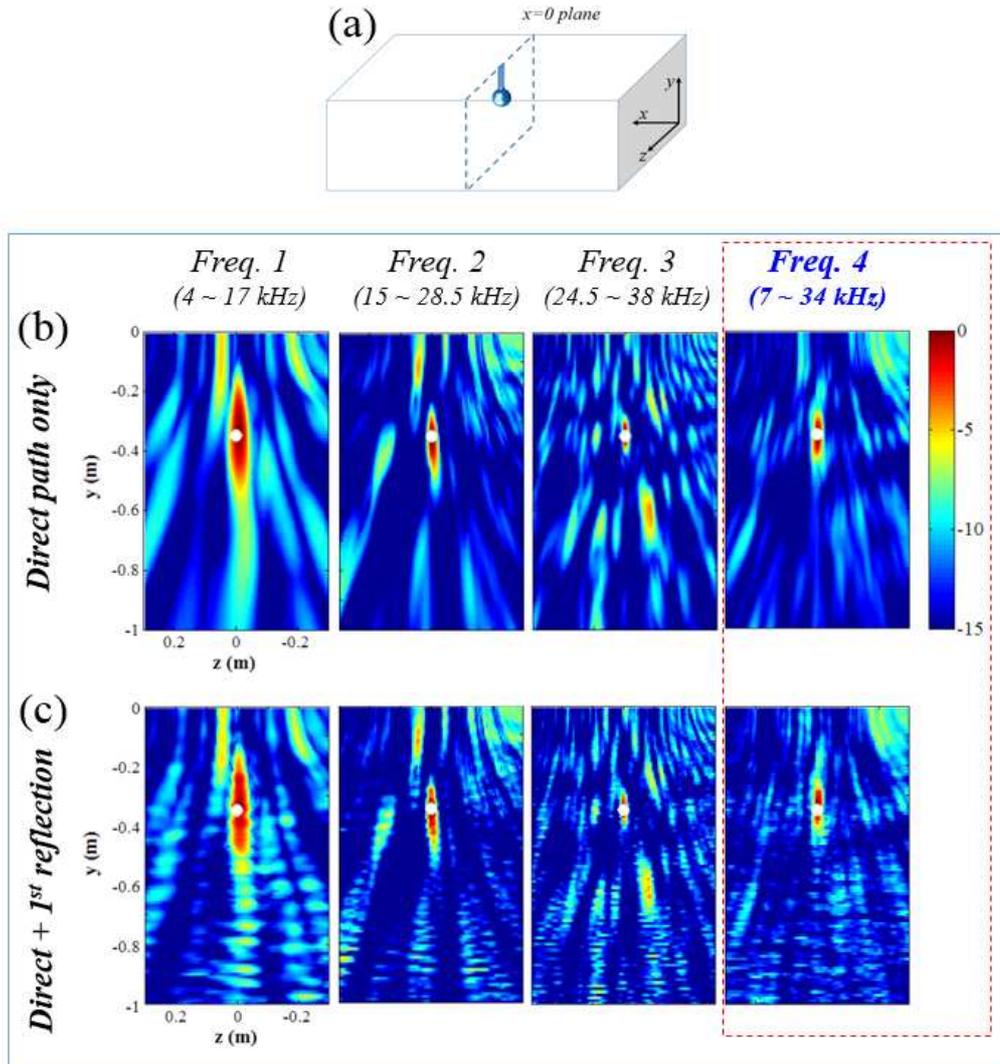


그림 III-14.  $x=0$  평면에서 식 (III-7)을 이용하여 도시한 모호평면(ambiguity surface).

복제음장 생성시 첫 번째 반사파까지 포함한 case 2(그림 III-14.(c))의 경우 반사파로 인한 간섭패턴이 나타나고 있지만 전반적으로 직접파만을 고려한 경우 case 1(그림 III-14.(b))와 유사한 패턴을 보여주는 것을 확인할 수 있다. 또한, 가장 낮은 주파수 대역을 갖는 Freq.1의 경우 위치추정의 해상도가 가장 낮은 것을 확인할 수 있으며, 그림 III-13에서 Freq.1의 경우 최적화 기법 적용 후 도출한 음원의 위치에 약간의 오차가 발생한 이유는 주파수 대역

선정에 따른 위치추정 해상도의 저하로 판단된다.

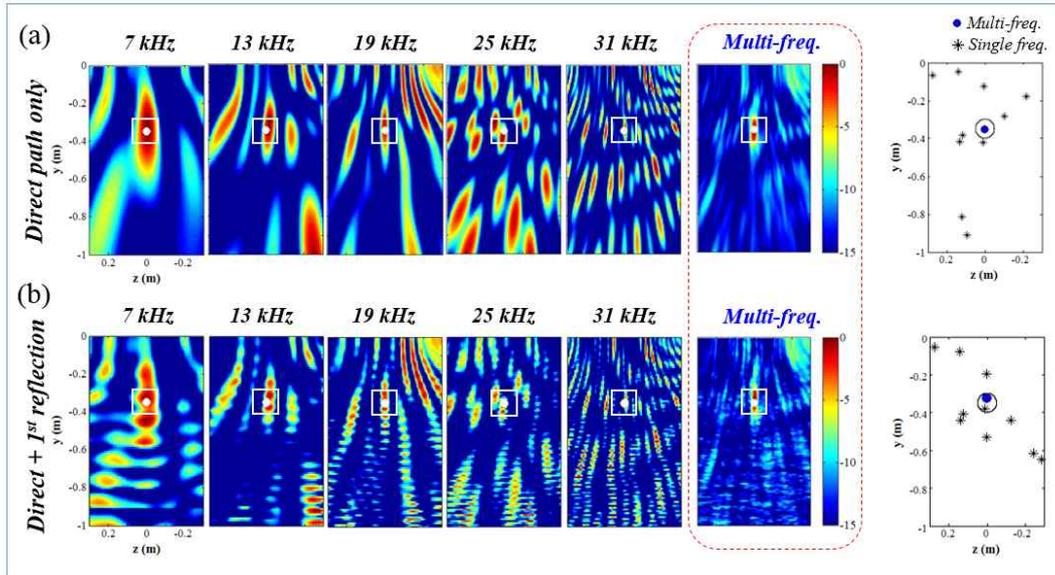


그림 III-15. 단일 주파수와 복수의 주파수를 이용하여 생성한 모호평면 및 최적화 결과 추정된 음원위치 비교((a) 직접파만을 고려한 경우(case 1), (b) 첫 번째 반사파를 포함하는 경우(case 2)).

그림 III-15는 Freq.4를 구성하는 10개의 주파수중 5개 주파수에 대하여 단일 주파수만을 이용하여 도시한 모호평면과 10개의 주파수를 모두 이용하여 산출한 모호평면을 함께 도시하였다. 단일 주파수를 이용하여 모호평면을 산출한 경우 고주파일수록 주엽과 비슷한 세기의 부엽의 수가 증가하는 경향이 나타나며, 그로 인해 최적화 결과 음원의 위치를 찾지 못함을 확인할 수 있다. 그러나 단일 주파수의 모호평면 모두 백색 사각형으로 도시한 실제 가상음원의 위치에 유사도가 높은 피크 값을 갖고 있음을 확인할 수 있으며, 이러한 모호평면들을 비상관 평균을 취하게 되면 음원위치에 공통적으로 나타나는 피크는 중첩되어 남아 있지만, 나머지 부엽들은 사라지거나 약해지는 것을 확인할 수 있다. 최적화 결과 또한 10개의 주파수 정보를 이용하여 음원위치를 추정하는 경우 정확하게 음원의 위치를 찾는 것을 확인할 수 있다. 첫 번째 반사파를 포함하는 경우도 간섭 패턴이 나타나는 것을 제외하고는 유사한 결과를 확인할 수 있다.

### 4.3 다중반사 영향 검토

그림 III-14, 15에서 직접 입사파만을 고려하는 경우(case 1)와 첫 번째 반사파를 포함하는 경우(case 2)의 모호평면을 비교하면, 약간의 간섭패턴을 제외하면 전반적으로 매우 유사한 패턴을 관찰할 수 있다. 즉 복제음장 생성시 직접파만을 고려하여도 음원의 위치를 충분히 추정할 수 있음을 알 수 있었다.

식 (III-7)을 구성하는 Bartlett 프로세서는 계측한 음장으로부터 산출되는 공분산행렬(CSDM) (식 III-8,  $\hat{C}(f_i)$ )과 복제음장 벡터  $\mathbf{R}$ 과의 유사도를 비교하는 구조를 갖고 있다. 이때 CSDM은 센서  $m$ 개에서 계측된 계측음장 벡터  $\mathbf{P}$ 의 내적으로 산출되는  $m \times m$  행렬로 식 III-8에서와 같이 정규화 과정을 거치게 되므로, 각 음향센서 배열간의 음향신호 세기비와 위상차이의 정보를 갖고 있다. 따라서 반사파의 영향을 비교하기 위하여 계측된 신호로부터 산출된  $\mathbf{CSDM}_{\text{measured}}$ 와 실제 가상음원의 위치에 음원을 놓고 각 센서에서 복제음장 벡터를 산출한 후 case 1, 2에 해당하는 공분산행렬  $\mathbf{CSDM}_{\text{direct}}$ ,  $\mathbf{CSDM}_{\text{direct+1st reflection}}$ 을 각각 산출하였다. 이후 계측된 신호의 CSDM과 case 1, 2에 해당하는 복제음장으로 생성된 CSDM 두 행렬간의 차이를 수치화하기 위하여 행렬간 잉여 행렬  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ 를 식 III-16과 같이 계산한 후 두 행렬의 Frobenius norm(식 III-17)을 주파수에 대하여 그림 III-16과 같이 도시하였다.

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \mathbf{CSDM}_{\text{direct}} - \mathbf{CSDM}_{\text{measured}} \\ \mathbf{B} &= \mathbf{CSDM}_{\text{direct+1st reflection}} - \mathbf{CSDM}_{\text{measured}} \end{aligned} \quad \text{(III-16)}$$

$$\|\mathbf{A}\|_F^2 \text{ VS. } \|\mathbf{B}\|_F^2 \quad \text{(III-17)}$$

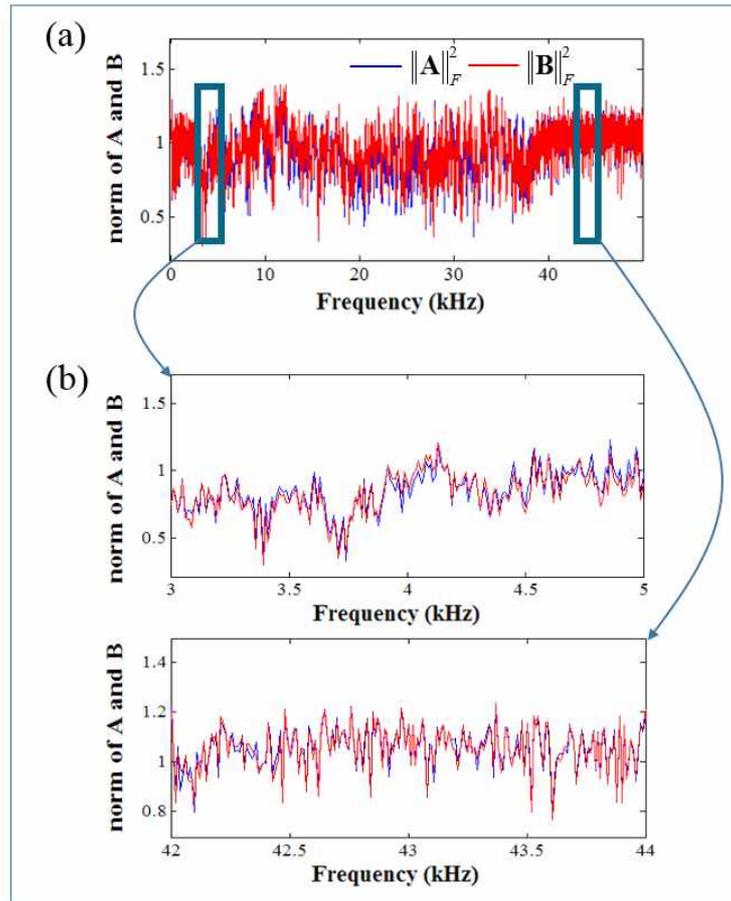


그림 III-16. 복제음장으로 생성된 공분산행렬과 계측음장으로 생성된 공분산행렬과의 유사도 비교.

그림 III-16.(a)는 계측음장과 직접파를 이용하여 계산한 복제음장과의 차이를 나타내는 행렬 A와 계측음장과 첫 번째 반사파까지 고려하여 계산한 복제음장과의 차이를 나타내는 행렬 B의 Frobenius norm을 주파수에 대하여 나타낸 그래프이다. III-16.(b)는 각각 저주파 영역(3 kHz ~ 5 kHz)과 고주파 영역(42 ~ 44 kHz)에 해당하는 부분을 확대하여 나타낸 그래프로 두 영역에서 모두 A, B의 Frobenius norm이 유사한 패턴을 확인 할 수 있으며, 이러한 유사한 패턴은 전 주파수 영역에서 관찰되고 있다. 즉 첫 번째 반사파를 고려한 경우에도 직접파만을 이용하여 복제음장을 생성한 것과 유사한

센서간의 음향신호 세기비와 위상차를 나타냄을 확인할 수 있으며, 프로펠러 음원 위치 추정과 같이 음원의 위치와 센서의 위치가 가까운 경우에는 직접파만을 고려하여도 음원위치에 관한 정보를 얻을 수 있음을 확인할 수 있다.

이러한 현상은 음원과 센서간의 거리가 터널 벽과 센서와의 거리보다 매우 가까운 환경에서 기인한 것이며, 실험이 수행된 삼성 공동터널의 환경에서는 다중반사에 의한 영향이 매우 미미함을 확인할 수 있었다.

## 5. 모형선-I 실험 결과

### 5.1 실험환경 및 조건

모형선을 이용하여 초생캐비테이션 발생 실험을 삼성공동터널에서 진행하였다. 날개가 4개인 프로펠러가 장착된 모형선을 이용하였으며, 총 6개의 B&K8103 센서를 프로펠러 상단 선체에 그림 III-17과 같이 프로펠러 상부에 매립하였다. 터널내의 유속은 5 m/s로 유지하였으며, 용존 산소량은 75 %로 유지되었다.

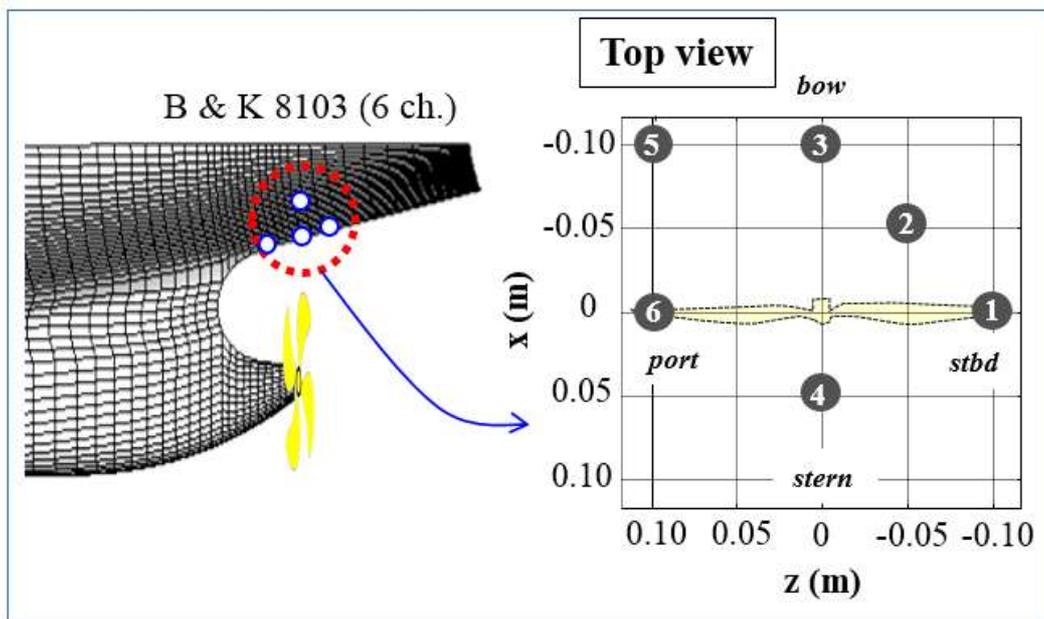


그림 III-17. 모형선-I 실험 환경 및 센서배치.

프로펠러의 회전수는 1750 rpm으로 고정시킨 후 터널내의 압력을 비공동 상태에서 서서히 감압하여 서서히 보텍스 캐비테이션을 발생시킨 후 샘플링 주파수 256 kHz로 총 10초 동안 음향신호를 계측하였으며, 이때 발생된 캐비테이션의 형상을 관찰하였다. 실험 조건 및 시각적으로 관찰된 날개에서의 캐비테이션 형상은 각각 표 III-1, 그림 III-18과 같다.

표 III-1. 모형선-I 실험 조건 및 시각적으로 관찰된 캐비테이션 현상.

Test Cond.	Cavitation number, $\sigma_n$	Water speed, (m/s)	Propeller RPM / RPS	Tunnel pressure, bar ( $10^5$ Pa)	Incepted blade indices (Visually observed)
1	7.2			1.5	No cavity
2	5.2	5	1750 / 29.2	1.1	A
3	4.3			0.9	A( $\theta \approx 20^\circ$ ), C
4	3.3			0.7	A(developed), B, C( $\theta \approx 180^\circ$ )

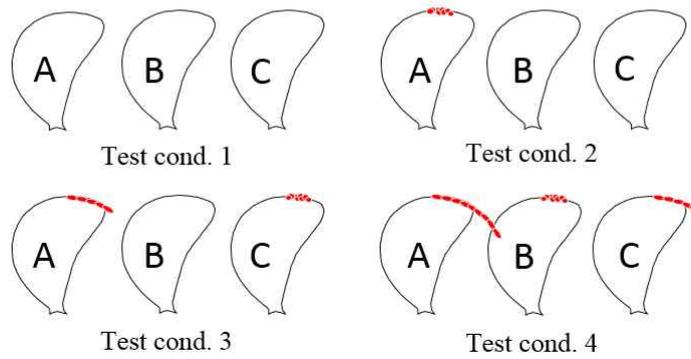
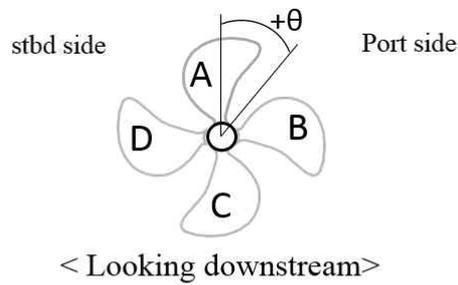


그림 III-18. Test Cond. 1 ~ 4에서 시각적으로 관찰된 캐비테이션 형상.

압력 조건에 따른 실험조건 4개(Test Cond.1 ~ 4)가 선정되었으며, 각각의 조건은 표 III-1과 같다. 각 조건에 해당하는 공동수( $\sigma_n$ , cavitation number)는 식 (III-18)로 정의된다.

$$\sigma_n = \frac{p - p_v}{0.5 \rho n^2 D^2} \quad (III-18)$$

이때  $n$ 은 프로펠러의 초당 회전수(rps),  $D$ 는 프로펠러의 직경(m),  $p$ 는 터널내의 압력,  $p_v$ 는 터널내부 물의 온도에 해당하는 포화수증기압(saturated vapor pressure)을 나타낸다.

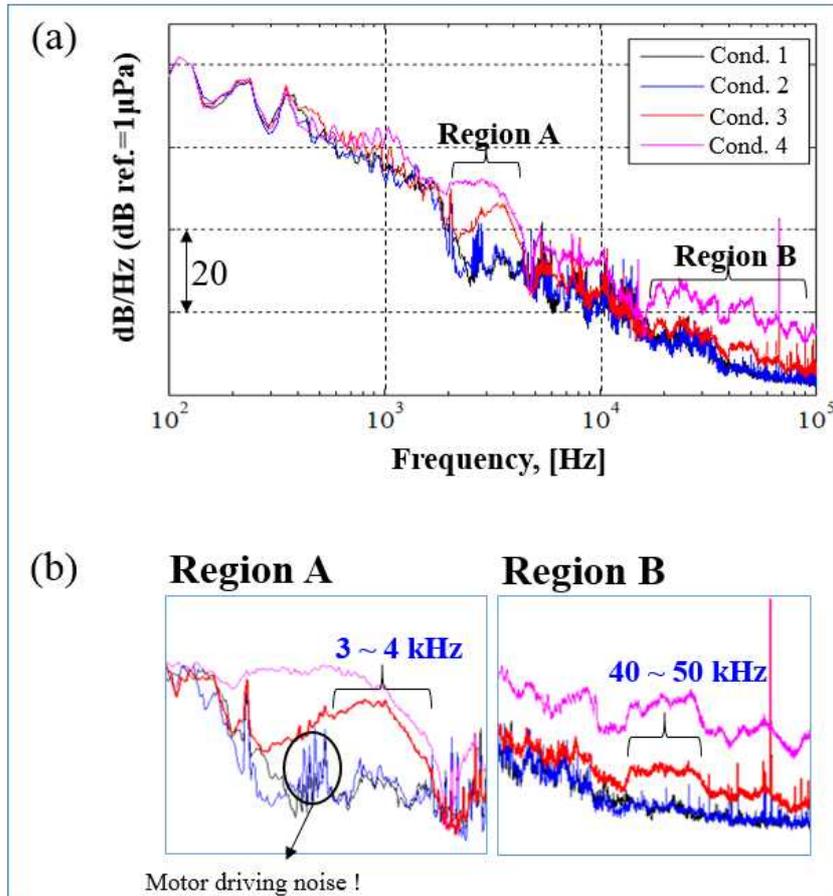


그림 III-19. 공동수 변화에 따른 계측 소음의 파워스펙트럼 밀도(모형선-I).

그림 III-18은 시작적으로 관찰한 캐비테이션 형태를 나타내며, 이때  $\theta$ 는 보텍스 캐비테이션이 처음 발생하여 나선형으로 늘어진 후 사라질 때까지의 길이에 해당하는 각도이다. 그림 III-19는 Test cond.1 ~ 4에 해당하는 계측신호의 파워스펙트럼밀도를 나타낸다. 주파수 분해능은 16 Hz를 적용하였으며 Hanning 창을 적용하여 75 % overlapping으로 637번의 snapshot에 대하여 ensemble average를 취하여 계산하였다.

Test Cond.1은 비공동 상황이었으며, Test Cond.2에서는 A 날개에서 날개끝 보텍스 캐비테이션이 간헐적으로 발생하였으나, 그림 III-19의 해당 파워스펙트럼 밀도는 비공동의 상황과 비교시 큰 변화가 나타나지 않았다. Test cond.3에서는 A, C 날개에서 캐비테이션이 간헐적으로 발생하였으며, 해당 파워스펙트럼 밀도는 3 ~ 4 kHz 영역(region A)과 40 ~ 50 kHz 영역(region B)에서 두드러진 변화가 나타내었다. Test Cond.4에서는 A, C 날개에서의 캐비테이션은 발달되기 시작하여 후류쪽으로 진행하는 나선패턴을 보이기 시작했으며, 해당 스펙트럼 밀도는 Test Cond.3에서와 유사한 영역에서 더욱 큰 변화를 보여주었다.

## 5.2 위치추정을 위한 관심 주파수 대역 선정

Test Cond.4에서는 캐비테이션이 이미 발달하여 나선패턴을 그리는 상황이므로 이때 계측된 음향신호는 이미 공간적으로 넓게 분산된 공기방울로부터 기인한다고 판단하였다. 따라서 날개 A, C에서만 간헐적으로 캐비테이션이 발생하는 Test Cond.3의 상황에서 계측된 시계열 신호를 이용하여 소음원의 위치를 추정하고자 하였다.

관심주파수 영역은 5 dB 이상의 SNR을 보이는 영역으로 선정하였으며, 그림 III-19에서 region A(3 ~ 4 kHz)와 region B(40 ~ 50 kHz) 두 영역의 주파수 영역을 대상으로 선정하였다. 2 ~ 3 kHz 영역의 신호는 모터소음으로 인해 배제되었다. 선정된 주파수 영역이 캐비테이션으로부터 기인하는 소음인지를 확인하기 위하여 Test Cond.1 ~ 4의 시계열 신호에 대역통과 필터를 적용시켜 공동수 변화에 따른 신호의 변화를 그림 III-20과 같이

관찰하였다. 대역통과 주파수 영역은 관심주파수 영역으로 선정된 주파수 대역을 선정하였다. 그래프의 수평축은 프로펠러의 1회 회전시간(0.034초)으로 정규화하였다. 즉, 프로펠러 1회 회전시 날개 4개는 특정한 위치를 지나게 된다고 할 수 있다.

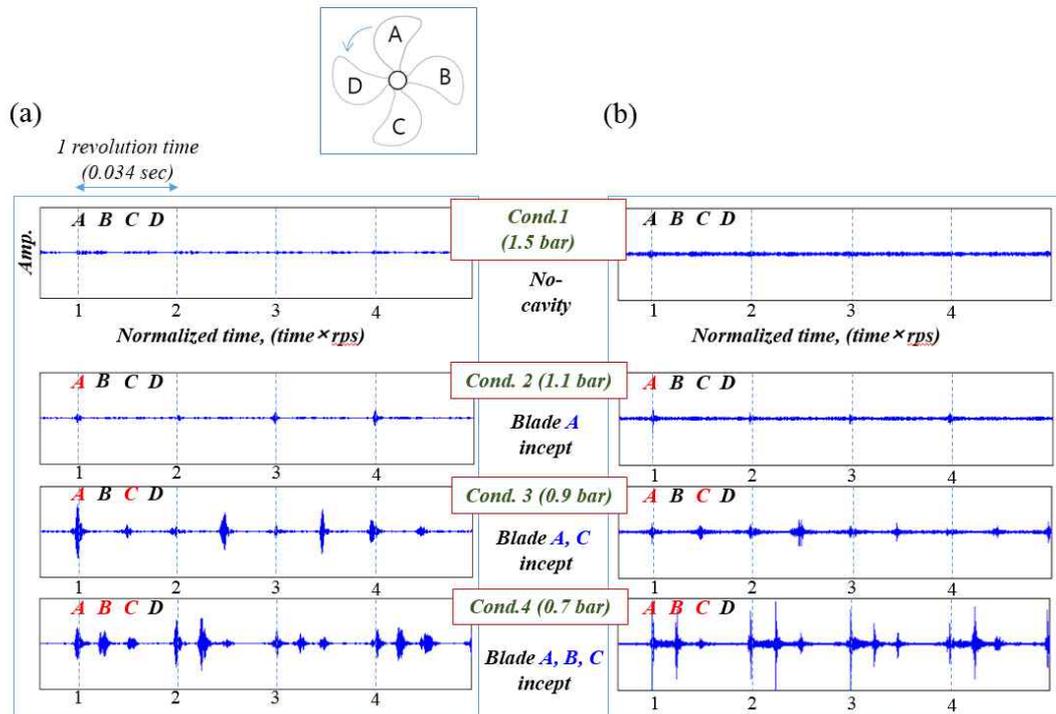


그림 III-20. Test Cond.1 ~ 4 신호에 대한 대역통과 필터 적용 결과 및 시각적으로 관찰한 캐비테이션 발생 패턴.

캐비테이션이 발생하지 않은 Test Cond.1에서는 필터링된 시계열 신호 또한 시간에 따른 변화가 나타나지 않았다. 날개 A에서만 캐비테이션이 발생한 Test Cond.2에서는 희미하게 날개A에 해당하는 시간에 시계열 신호의 변동이 관찰되었으나, 그 크기는 미미하였다. 날개 A, C 두 군데에서 캐비테이션이 발생한 Test Cond.3에서는 이에 해당하는 시간에 시계열 신호의 변동을 주기적으로 관찰되었다. 비슷한 현상은 Test Cond.4에서도 관찰되었는데, 날개 A, B, C에 해당하는 시간에서만 시계열 신호의 변동이 나타난 반면, 시각적으로 캐비테이션이 발생하지 않은 D 날개에서는 이러한

시계열 신호의 변동이 관찰되지 않았다. 이러한 특징은 선정된 두 주파수 영역에서 공통적으로 나타나고 있으며, 이를 통해 선정된 두 주파수 영역의 신호가 캐비테이션으로부터 기인한다는 사실을 유추할 수 있었다. 따라서 본 연구에서는 [3.0 3.4 3.9 40.0 41.0 41.8 44.0 46.2 47 48 49 kHz] 10개의 주파수를 역산을 위한 관심주파수로 선정하였다.

### 5.3 위치추정 결과

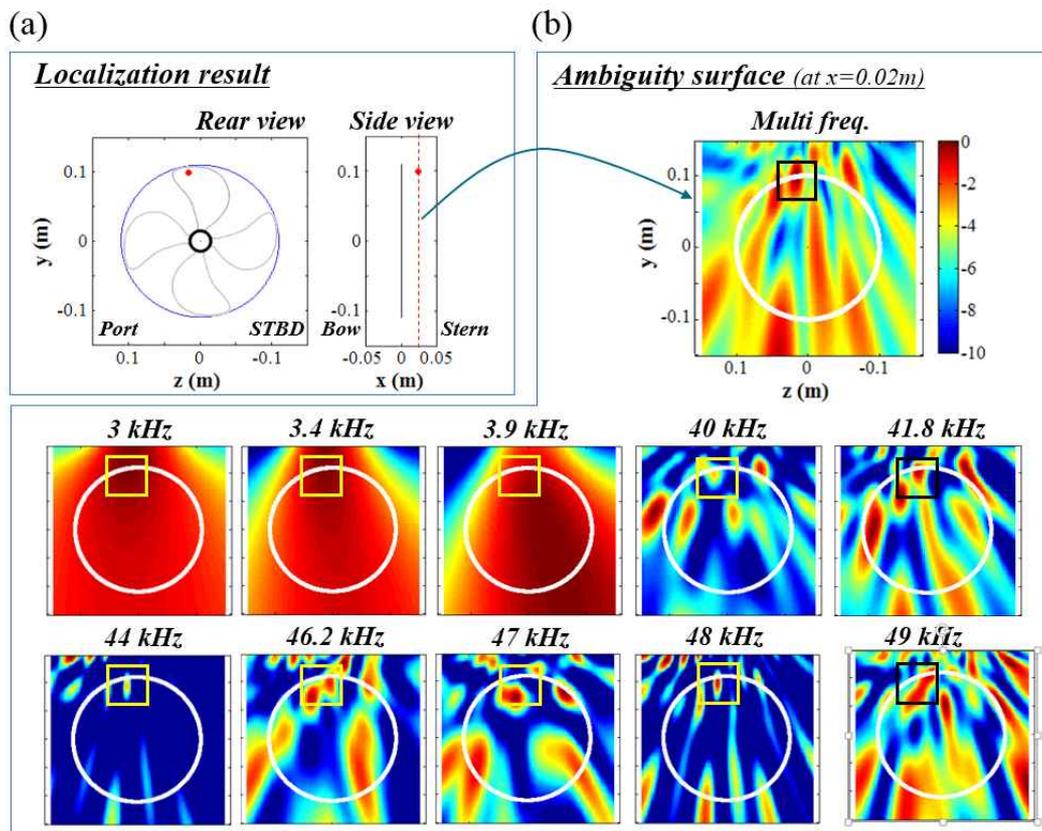


그림 III-21. (a) 소음원 위치 역산결과 및 (b) 단일 주파수 및 복수의 주파수를 이용하여 산출한 모호평면 비교.

그림 III-21.(a)는 관심주파수 10개를 이용하여 역산한 음원의 위치를 후면과 측면에서 보여주고 있다. 소음원은 프로펠러 상부 약간 stern 방향으로

추정되었으며, 이는 시각적으로 관찰된 초생캐비테이션의 위치와 매우 유사하였다. 이때 해당  $z$ - $y$  평면의 모호평면은 그림 III-21.(b) 우측 상단에 위치한 그림과 같으며, 각각 개별 주파수를 활용하여 도식한 결과는 하단의 그림들과 같다. 가상의 음원을 이용하여 복수 주파수의 부엽제거 효과를 확인한 그림 III-15에서와 유사하게 단일 주파수들에서 나타나는 많은 부엽들이 비상관 광대역 정합장치리 기법을 통해 약해지거나 사라지는 경향을 관찰할 수 있으며, 결국 음원위치에 나타난 peak들이 중첩되어 주변에 비해 상대적으로 높은 유사도를 보여주었다.

단일 주파수에서 나타나는 부엽들은 직접파만을 고려한 복제음장 생성시 다양한 재질(나무, 아크릴, 철 등)을 갖는 터널내부에서의 복사음장 즉 잔향음과 같은 환경요인을 정확히 반영하지 못하는데서 오는 모델링 오차가 주요인이라 할 수 있다. 그러나 이러한 불확실성은 여러 주파수의 정보를 이용함으로써 상쇄된다는 것을 확인할 수 있다.

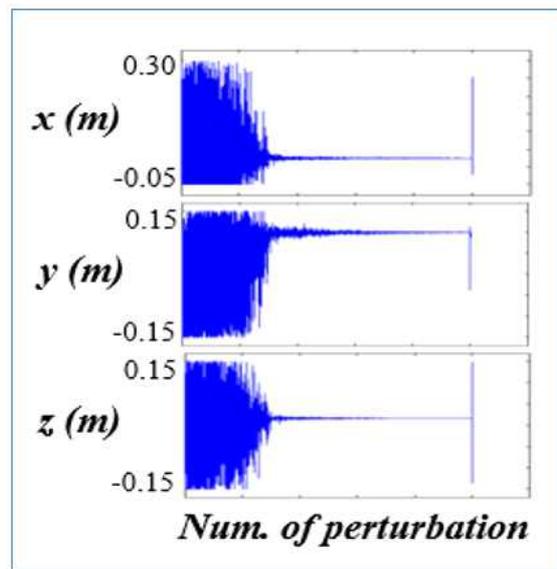


그림 III-22. 최적화 알고리즘 진행에 따른 역산인자의 수렴도 비교.

그림 III-22는 최적화 알고리즘 진행에 따른 역산인자의 수렴도 비교결과이다. 역산이 진행되고 일정 시간이 지나면 인자들이 빠르게 최종값으로 수렴되고 있음을 확인할 수 있다.

## 6. 모형선-II 실험 결과

### 6.1 실험환경 및 조건

모형선을 이용하여 2차 초생캐비테이션 발생 실험을 삼성공동터널에서 진행하였다. 날개가 4개인 프로펠러가 장착된 모형선을 이용하였으며, 총 6개의 B&K8103 센서를 프로펠러 상단 선체에 그림 III-23과 같이 프로펠러 상부에 매립하였다. 터널내의 유속은 4 m/s로 유지하였으며, 용존 산소량은 75 %로 유지되었다.

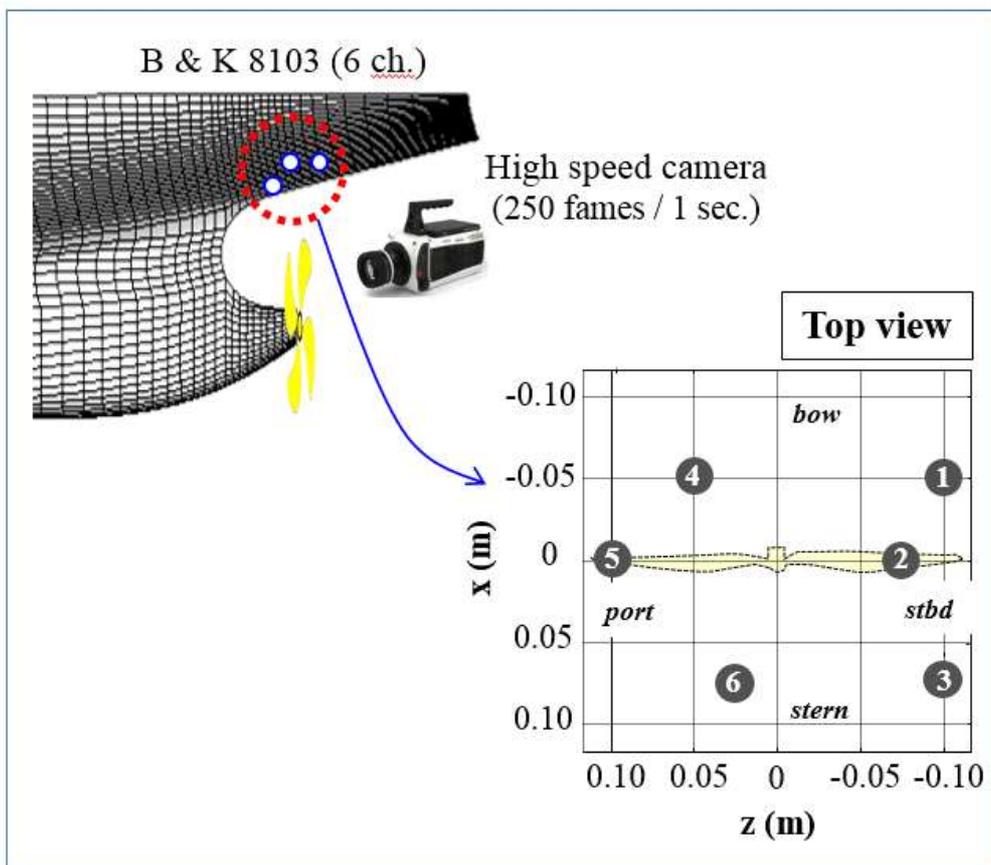


그림 III-23. 모형선-II 실험 환경 및 센서배치.

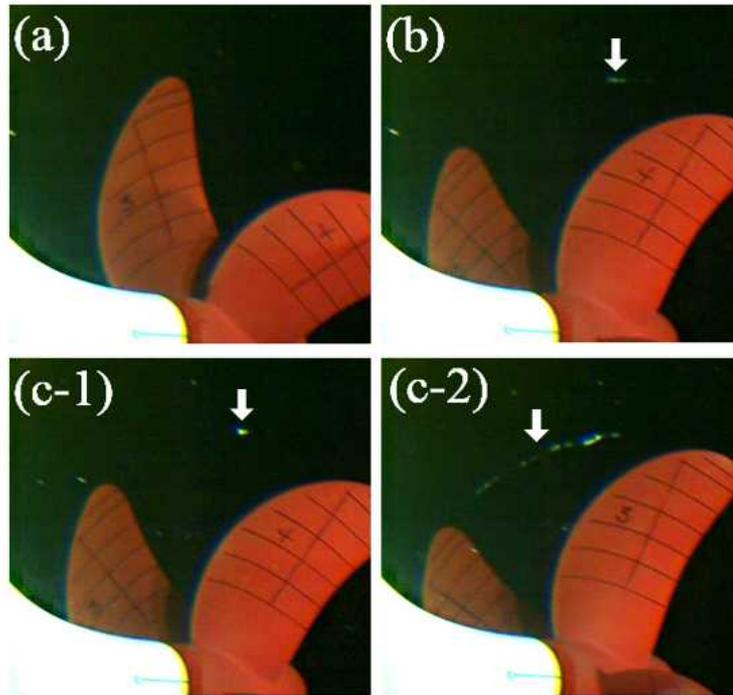


그림 III-24. 모형선-Ⅱ의 실험조건(Test Cond.2 ~ 4)에 따른 초생 캐비테이션 형상 ((a) Test Cond.2, (b) Test Cond.3, (c) Test Cond.4).

표 III-2. 모형선-Ⅱ 실험 조건 및 시각적으로 관찰된 캐비테이션 현상.

Test Cond.	Cavitation number, $\sigma_n$	Water speed, (m/s)	Propeller RPM / RPS	Tunnel pressure, bar ( $10^5$ Pa)	Incepted blade indices (Visually observed)
1	7.75			1.20	No cavity
2	4.78	4	1390 / 23.2	0.75	No cavity (a)
3	4.12			0.65	Int. (b)
4	3.46			0.55	A( $\theta \approx 60^\circ$ ) (c)

프로펠러의 회전수는 1390 rpm으로 고정시킨 후 터널내의 압력을 비공동 상태에서 서서히 감압하여 서서히 보텍스 캐비테이션을 발생시킨 후 샘플링 주파수 256 kHz로 총 10초 동안 신호를 계측하였다. 모형선-I의 경우 비공동에서 상황에서 0.2 bar 간격으로 터널내의 압력을 감압하다보니, 보텍스 캐비테이션이 초기에 생성되는 단계를 포착하는데 어려움이 있었다. 모형선-II의 경우 캐비테이션이 생성되는 것으로 판단되는 부근의 조건에서 보다 세밀하게 신호를 계측하고자하였으며, 이를 위해 0.1 bar 간격으로 압력을 서서히 감압하면서 신호를 계측하고, 초고속카메라를 이용하여 캐비테이션의 형태를 촬영하였다. 고속카메라는 초당 250 프레임을 촬영하였으며, 총 23초 동안 촬영을 진행하였다.

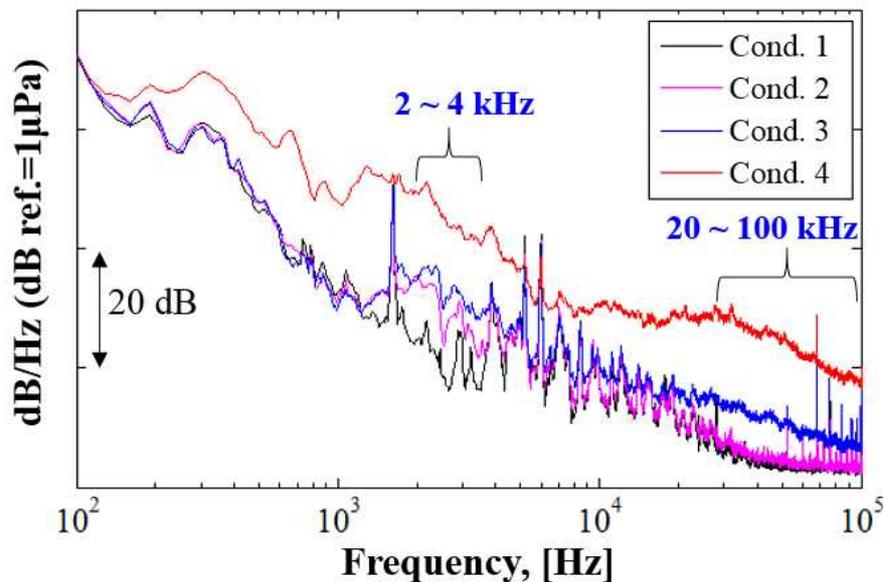


그림 III-25. 공동수 변화에 따른 계측 소음의 파워스펙트럼 밀도(모형선-II).

실험조건은 표 III-2와 같으며, 실험조건에 따른 초생캐비테이션의 형상 및 파워스펙트럼 밀도는 각각 그림 III-24, III-25와 같다. Test Cond.1은 비공동 상황으로 육안으로 캐비테이션이 관측되지 않았다. Test Cond.2도 육안으로는 캐비테이션이 관측되지는 않았지만(그림 III-24.(a)), 그림 III-25의 파워스펙트럼의 수준이 2 ~ 4 kHz 영역에서 약 10 dB, 20 ~ 100 kHz 영역에서 약 2 ~ 3 dB가 증가함을 확인할 수 있다. Test Cond.3의 경우 그림

III-24.(b)와 같이 매우 간헐적으로 프로펠러 TDC 부근에서 보텍스 캐비테이션이 발생하는 것이 관측되었으며, 해당 파워스펙트럼 또한 2 ~ 4 kHz, 20 ~ 100 kHz 영역에서 10 dB 이상 증가함을 확인할 수 있다. 이때 보텍스 캐비테이션은 날개 끝단에서부터 생성되지 않고, 날개가 TDC를 지나간 다음에 불규칙적으로 생성되었으며 보텍스 캐비테이션이 길게 늘어지지 않고 매우 짧게 생성되었다가 바로 사라지는 경향을 보였다. Test Cond.4는 그림 III-24.(c-1, c-2)와 같이 두 가지 형태의 캐비테이션이 관측되었으며, 전 주파수 영역에서 파워스펙트럼 밀도가 증가하였다. 첫 번째 형태(III-24.(c-1))는 날개A가 TDC 부근을 지나갈 때마다 생성되는 길게 늘어난 형태의 보텍스 캐비테이션으로 프로펠러가 TDC위치에 도착했을 때 날개 끝단에서 시작하여 우현으로 발달된 후 소멸되었다. 또 다른 형태(III-24.(c-1))는 간헐적으로 발견되는 Test Cond.3와 같은 형태의 캐비테이션이었다.

## 6.2 위치추정을 위한 관심 주파수 대역 선정

모형선-I 과는 달리 Test Cond.2 ~ 3 모두 나선형 형태로 보텍스 캐비테이션이 발달되기 이전에 간헐적으로 캐비테이션이 생성될 때의 상황이므로 모든 경우에 대해 발생위치를 추정하고자 하였다. 가상음원 및 모형선-I 의 위치추정 결과 고주파 신호의 경우 위치추정 분해능이 향상되는 결과를 확인하였으므로, 모형선-II 의 경우 캐비테이션이 발달함에 따라 순차적으로 파워스펙트럼밀도의 증가를 보이는 20 ~ 70 kHz 영역으로 선정하였으며, 70 kHz 이상은 전기잡음으로 추정되는 협대역 잡음신호들이 존재하여 배제하였다.

선정된 주파수 영역이 캐비테이션으로부터 기인하는 소음인지를 확인하기 위하여 모형선-I 에서와 같이 Test Cond.1 ~ 4의 시계열 신호에 대역통과 필터를 적용시켜 공동수 변화에 따른 신호의 변화를 그림 III-26과 같이 관찰하였다. 대역통과 주파수 영역은 관심주파수 영역으로 선정한 주파수 대역을 선정하였다. 그래프의 수평축은 프로펠러의 1회

회전시간(0.043초)으로 정규화하였다. 즉 프로펠러 1회 회전시 날개 4개는 특정한 위치를 지나게 된다고 할 수 있다.

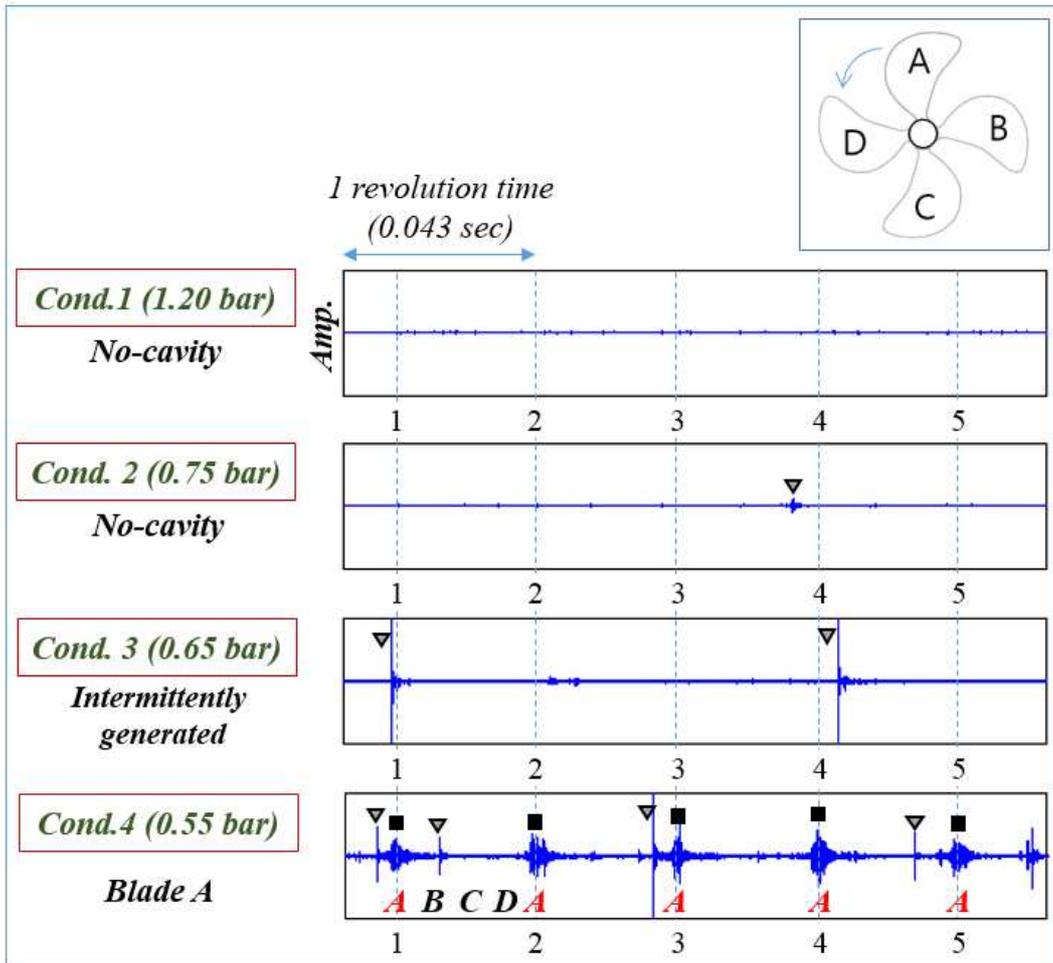


그림 III-26. Test Cond.1 ~ 4 시계열 신호에 대한 대역통과 필터 적용 결과 및 시각적으로 관찰한 캐비테이션 발생 패턴.

그림 III-26에서 보이는 바와 같이 Test Cond.1의 경우 어떠한 신호의 변화도 관찰되지 않으므로 캐비테이션이 발생하지 않은 비공동 상황을 확인할 수 있다. Test Cond.2의 경우 시각적으로는 캐비테이션이 관찰되지 않았으나, 음향신호에는 불규칙적이고 간헐적인 신호의 변화(▼)가 나타나는

것을 확인할 수 있었으며, 이는 시각화되기 이전에 발생하는 매우 작은 크기의 캐비테이션으로 인한 소음으로 예측된다. Test Cond.3의 경우 매우 큰 진폭의 pop 형태의 신호 변화(▼)가 간헐적으로 발견되었으며, 이러한 신호는 그림 III-24.(b)와 같이 프로펠러 상부에서 매우 짧은 시간동안 발생하고 사라지는 캐비테이션으로부터 기인하는 소음으로 판단된다. 하지만 프로펠러의 회전 주기와 관계없이 불규칙적이고 간헐적으로 나타나고 있다. Test Cond.4는 날개 A에 해당하는 순서에 주기적으로 chirp 형태의 신호(■)가 관찰되고 있으며, 이러한 신호와는 별도로 pop 형태의 신호(▼)가 간헐적으로 발견되고 있다. 따라서 정합장 처리를 위해 선정된 주파수 영역 20 kHz ~ 70 kHz 영역의 신호들이 캐비테이션으로부터 기인한 신호임을 확인할 수 있었다. 모형선-II의 경우 선정된 주파수 범위에서 1 kHz 간격으로 총 51개의 주파수를 활용하여 위치추정을 시도하였다.

### 6.3 위치추정 결과

III-3장의 위치추정 절차를 적용하여 최적화 기법 결과로 음원의 위치를 도출한 후 그림 III-27과 같이 해당 위치에서의  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  평면에 대한 모호평면을 관찰하였다.

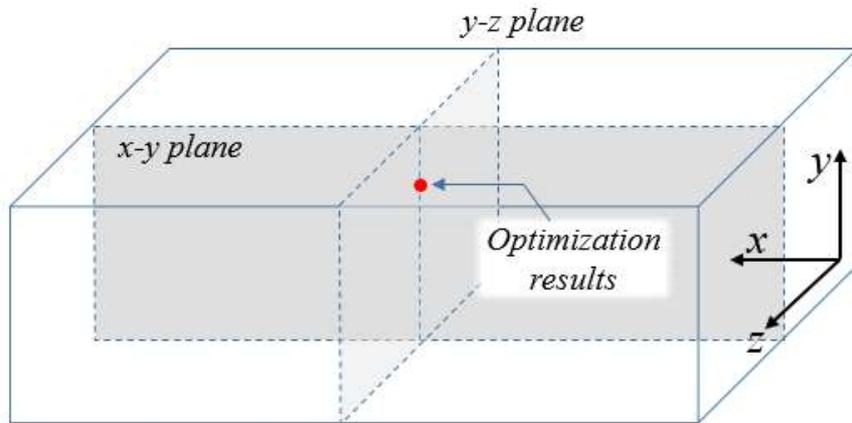


그림 III-27. 최적화 결과 도출된 음원의 위치 및 해당 위치에서의 모호평면.

그림 III-28.(a)는 Test Cond.1 ~ 4에 대한 광대역 정합장 역산 결과 산출된 음원 위치(백색 점)에 해당하는  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  평면에서의 모호평면을 나타낸다. 프로펠러 주위의 영역을 선정하여 가로, 세로 2 mm 간격으로 격자를 나누었으며, Bartlett과 MVDR 프로세서를 이용하여 각 격자위치에서의 상관도를 산출한 후 최댓값으로 정규화된 값을 dB 단위로 도시하였다. 이때 모호평면에서의 원과 직선은 해당 평면에서의 프로펠러의 정면, 측면 형상을 나타낸다. 그림 III-28.(b)는 각 조건에서 촬영된 초생 캐비테이션의 이미지를 보여주고 있다.

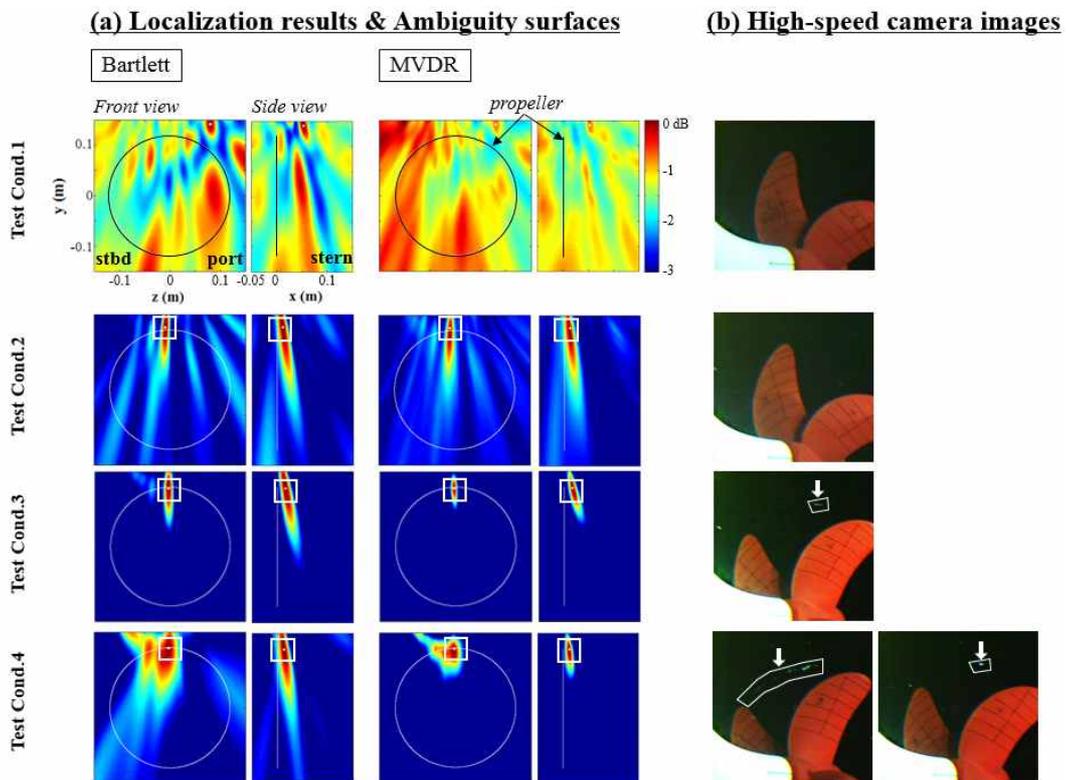


그림 III-28. (a) 음원위치 추정결과 및 해당 평면에서의 모호평면, (b) 초고속 카메라 이미지.

Test Cond.1의 경우 비공동 상황에 해당되며, 이때 계측된 신호가 초생 캐비테이션에 대한 정보를 갖고 있지 않으므로 음원의 위치 추정이 불가하였으며, 해당 평면에서의 모호평면 또한 음원위치에 대한 정보를 갖고 있지 않음을 확인할 수 있다. Test Cond.2의 경우 시각적으로 캐비테이션이

발견되지는 않았지만, 그림 III-26에서 약한 음향신호가 간헐적으로 관찰되고 있으며, 음향 계측신호를 이용한 역산결과 프로펠러 상부 후류 방향에 음원의 위치가 나타나고 있음을 확인할 수 있다. 그림 III-28.(a)의 해당 모호평면에서도 명확하게 음원에 관한 정보를 확인할 수 있다. Test Cond.3에서는 초고속 카메라 이미지에 나타난 바와 같이 초생 캐비테이션이 프로펠러 상부에서 간헐적으로 시각화되기 시작하였으며, 시각적으로 관찰된 캐비테이션과 유사한 위치로 음원의 위치가 추정되었다. 해당 모호평면에서는 보다 명확하게 음원의 위치가 나타나는 것을 확인할 수 있다. Test Cond.4의 경우 그림 III-24.(c)에서와 같이 두 가지 형태의 캐비테이션(프로펠러가 지나간 후 상부에 불규칙적이고 간헐적으로 짧게 생성되는 캐비테이션과 프로펠러가 지나갈 때마다 상부에서 발생되어 우현으로 길게 늘어지는 캐비테이션)이 관측이 되었는데, 모호평면에도 이러한 현상이 반영되었다. 해당 모호평면을 보면 프로펠러 상부와 우현방향에도 유사도가 높게 나타나고 있음을 관찰할 수 있다.

표 III-4. 모형선-Ⅱ 역산인자 탐색범위 및 역산결과.

Test Cond.	Inversion parameter [Search boundary]			<i>E</i>
	<i>x</i> (m)	<i>y</i> (m)	<i>z</i> (m)	
	[-0.05 ~ 0.30]	[-0.15 ~ 0.15]	[-0.15 ~ 0.15]	
1	-0.020	-0.150	0.007	0.77
2	0.011	0.122	-0.009	0.66
3	0.016	0.117	-0.003	0.53
4	0.013	0.118	-0.003	0.64

그림 III-25에서 10 dB 이상의 신호 대 잡음비를 갖는 Test Cond.3, 4의 경우 Bartlett 프로세서보다 MVDR 프로세서에서 주변 부엽들이 확연히 감소하는 것을 확인할 수 있으나, 신호 대 잡음비가 약 3 dB 수준인 Test Cond.2에서는 효과적으로 부엽들이 제거되고 있지 않음을 볼 수 있다. 또한, 음향센서들이 선체 표면에 매립되어 *y*축 방향(높이 방향)으로 위치가

유사하다보니, 모호평면에서 또한  $y$ 축 방향으로 해상도가  $x$ 축이나  $z$ 축 방향으로의 해상도에 비해 낮음을 확인할 수 있다. 그러나 대부분의 음원들이 프로펠러 날개 끝단에 해당하는 위치에 정확히 추정되는 것으로 미루어, 초생 캐비테이션 위치 추정결과에 지장을 주는 수준은 아닌 것으로 판단된다.

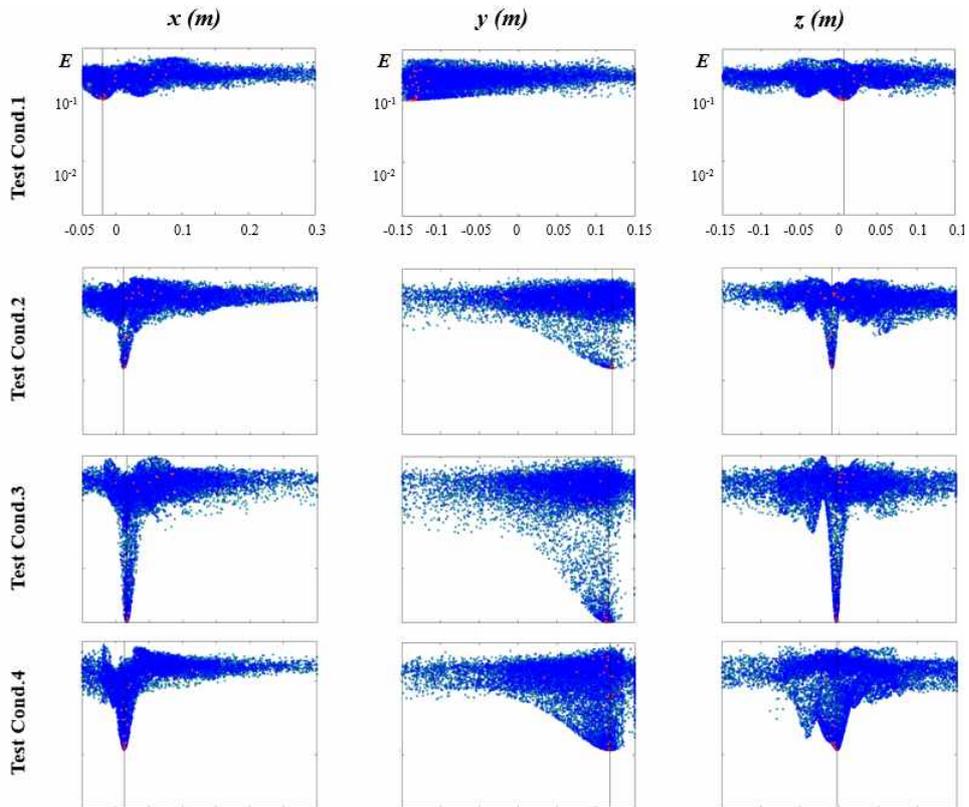


그림 III-29. Test Cond.1 ~ 4의 음원위치 역산결과에 대한 scatter plot 비교.

표 III-4는 역산인자인  $x$ ,  $y$ ,  $z$ 의 탐색범위 및 Test Cond.1 ~ 4의 역산결과를 나타내며, 그림 III-29는 음원의 위치를 탐색하는 최적화 과정을 역산인자와 목적함수( $E$ )에 대해 도시한 scatter plot이다. Test Cond.1의 경우 가장 낮은 목적함수가 0.77로 매우 높은 수준으로 나타났으며, scatter plot에서 역산인자들이 특정한 값으로 수렴하지 않고 있음을 확인할 수 있다. 반면 Test Cond.2 ~ 3의 경우 세 개의 인자 모두 특정한 값으로 수렴하는 특징을 관찰할 수 있으며, 모두 프로펠러 상부 쪽에 위치가 추정됨을 확인할 수 있다.

그림 III-28의 모호평면에서도 알 수 있듯이  $y$ 좌표의 경우 수렴도가  $x, z$ 좌표에 비해 낮게 나타나는 것은 센서들이 선체에 매립되어 있어 높이 방향( $y$ 축)의 위치가 유사한데서 기인한 것으로 판단할 수 있다. 또한, Test Cond.2에 비해 Test Cond.3이 더 낮은 목적함수를 갖는 이유는 계측 신호의 신호 대 잡음비로 설명할 수 있으며, Test Cond.4로 가면서 목적함수 값이 증가한 것은 일정한 위치에서 점음원 형태를 갖는 Test Cond.3(그림 III-24.(b))과는 Test Cond.4의 경우 그림 III-24.(C)에서와 같이 늘어진 형태의 캐비테이션과 점음원 형태의 캐비테이션이 혼재하여 나타나기 때문에 음원을 단순한 하나의 monopole 음원으로 모델링한데서 발생한 모델링 오차를 그 원인으로 분석할 수 있다.

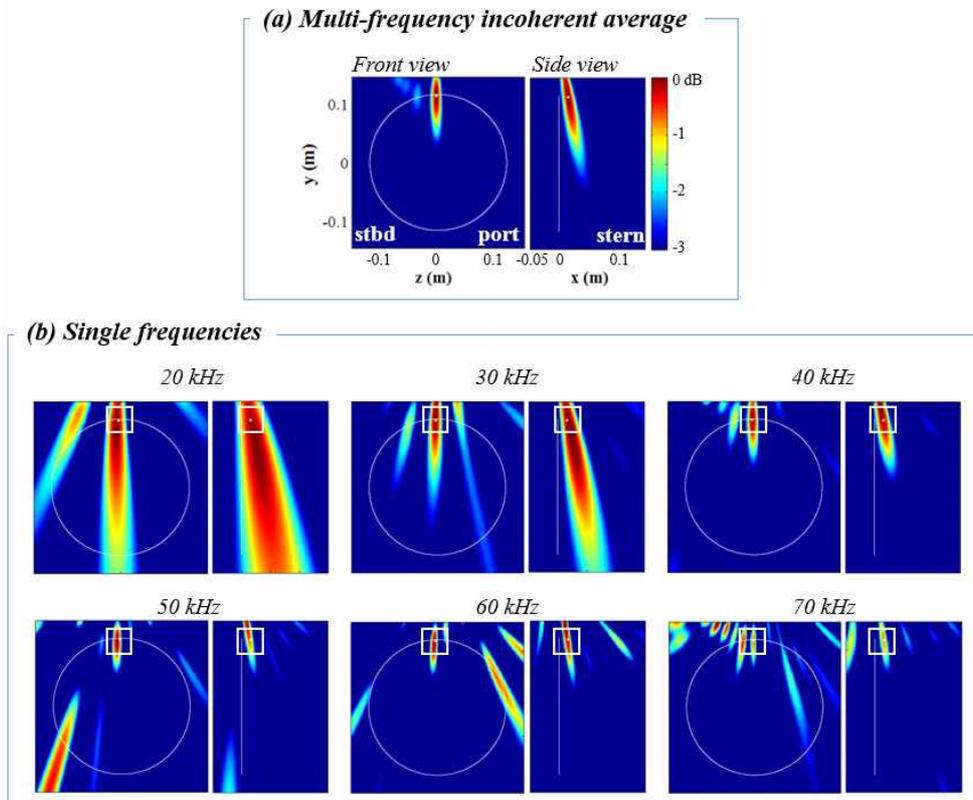


그림 III-30. (a) 51개의 주파수를 이용한 광대역 정합장 역산결과 산출된 음원위치(백색 원) 및 음원 위치에서의  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  모호평면(Bartlett processor), (b) 6개의 단일 주파수를 이용하여 협대역 정합장 처리 결과 산출된 음원위치에서의  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  모호평면.

그림 III-30, 31은 복수의 주파수를 이용하는 광대역 정합장 역산결과 도출된 음원위치(백색 점)와 해당위치에서의  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  평면에서의 모호평면을 나타낸다. 광대역 주파수 활용의 효과를 확인하기 위하여 역산에 사용된 51개 주파수를 이용한 모호평면(그림 III-30.(a), 31.(a))과 6개의 단일주파수(20, 30, 40, 50, 60, 70 kHz)를 이용하여 산출된 모호평면(그림 III-30.(b), 31.(b))을 비교하였으며, 이때 Bartlett, MVDR 프로세서를 각각 이용하였다.

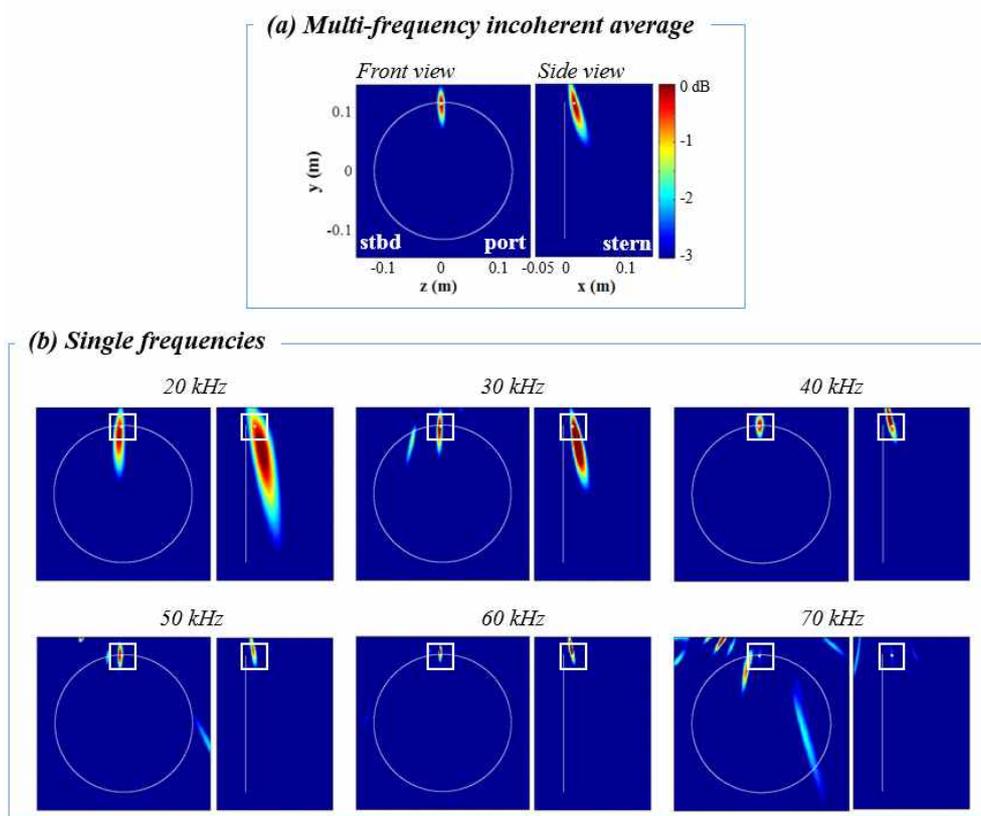


그림 III-31. (a) 51개의 주파수를 이용한 광대역 정합장 역산결과 산출된 음원위치(백색 원) 및 음원 위치에서의  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  모호평면(MVDR processor),

(b) 6개의 단일 주파수를 이용하여 협대역 정합장 처리 결과 산출된 음원위치에서의  $y$ - $z$ ,  $x$ - $y$  모호평면.

그림 III-30.(b), 31.(b)에서 백색의 사각형은 광대역 역산결과 산출된 음원의 위치를 도시하고 있다. 단일 주파수를 이용하여 산출된 모호평면의

경우 주파수가 높아질수록 주엽의 크기가 작아지면서 부엽의 수가 늘어나는 현상이 관찰되고 있으나 모호평면에서 공통적으로 음원의 위치에 피크값이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 70 kHz에 해당하는 모호평면의 경우 음원의 위치가 아닌 다른 곳에서 주엽이 나타나고 있지만, 음원위치에 주엽에 비해 상대적으로 낮은 유사도를 나타내는 부엽이 나타나고 있기 때문에 여전히 음원 위치에 대한 정보를 갖고 있다고 할 수 있다. 가상 소음원을 이용한 경우와 동일하게 단일 주파수의 모호평면에서 나타나는 이러한 부엽들은 비상관 평균의 과정을 거치면 사라지게 되고, 음원위치에서 나타나는 주엽만 남게 되는 것을 확인할 수 있다. MVDR 프로세서의 경우 Bartlett 프로세서에 비해 부엽들의 크기가 효과적으로 제한되고 있는 것을 확인할 수 있다.

위치추정의 소요시간은 i7 processor, 12 Gbyte RAM 사양의 PC 기준으로 공분산행렬을 생성하는 시간을 포함하여 20초 이내로 가능하였다. 이는 복제음장 생성시 음선법을 적용한 결과이며, 이를 통해 실험 현장에서 거의 빠른 시간 내 위치 추정의 결과를 확인할 수 있다.

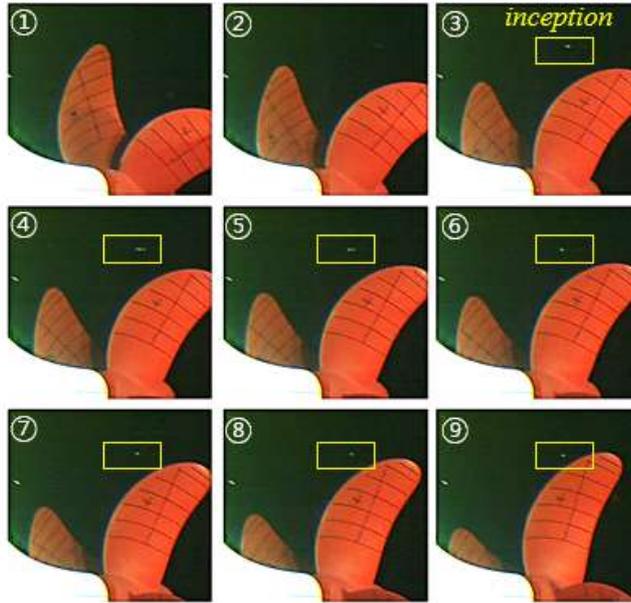
## 6.4 캐비테이션 발생 상황별 위치추정 결과 분석

### 6.4.1 캐비테이션 형태 분류 및 주파수 특성

지금까지의 위치추정은 식 (III-8)에 의해 총 10초 동안 계측된 신호를 50%의 중첩율을 적용한 19개의 신호단편(snapshot)으로 분리하였으며, 개별 신호단편에서 산출된 공분산행렬의 평균을 취한 형태로 진행이 되었다. 즉 10초 동안 여러 번 발생된 캐비테이션 신호의 평균화된 정보를 기반으로 위치추정 결과를 도출하였다고 할 수 있다. 본 절에서는 계측 시계열 신호에서 개별 캐비테이션 발생 상황별로 신호를 추출하여 동일한 위치추정 절차를 적용하였으며, 이를 통해 캐비테이션 형태에 따른 위치추정 결과를 비교, 분석하였다.

본 연구에서 캐비테이션이 시각적으로 관찰되기 시작하는 Test Cond.3과 Test Cond.4의 초고속 카메라 이미지에서 두 가지의 서로 다른 유형의 캐비테이션이 발생하는 것을 관찰할 수 있었다. 첫 번째 유형은 프로펠러 상단에 간헐적으로 관찰되는 보텍스 캐비테이션으로, 생성과 소멸이 매우 짧은 시간동안 이루어졌으며, 이는 계측된 시계열신호(그림 III-2.(▼))를 통해서도

**(a) High speed camera image( At test Cond.3)**



**(b) High speed camera image( At test Cond.4)**

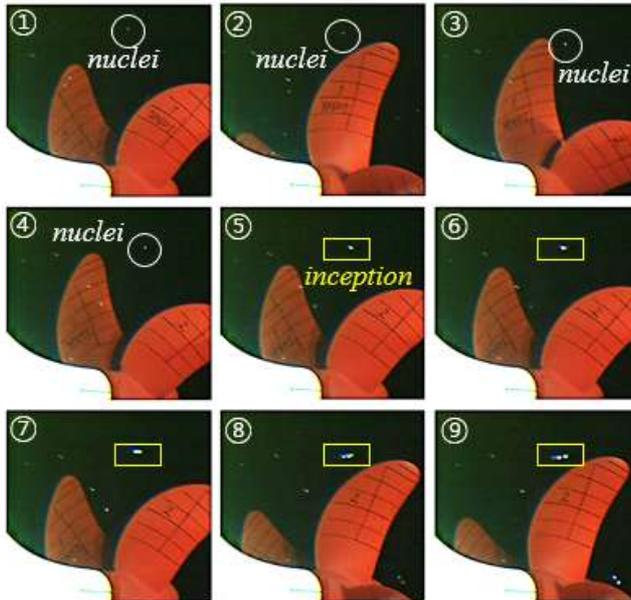


그림 III-32. (a) Test Cond.3에서 간헐적으로 발생하는 보텍스 캐비테이션 이미지, (b) Test Cond.4에서 핵(nuclei)으로 인해 간헐적으로 발생하는 보텍스 캐비테이션 이미지.

확인이 가능하였다. 이러한 형태의 시계열 신호는 N.A. Chang 등[45]이 제시한 *pop* 신호(그림 III-2.(a))와 매우 유사한 형태를 갖고 있으므로, 이후 *pop* 신호라 칭하였다. 그림 III-32.(a), (b)는 Test Cond.3, 4에서 관찰된 간헐적으로 생성되는 캐비테이션에 대한 초고속 카메라 이미지를 나타낸다. 모두 프로펠러 상부에 매우 짧은 순간 보텍스 캐비테이션이 생성 및 소멸되는 것을 관찰할 수 있으며, Test Cond.4의 경우 핵의 역할을 하는 매우 작은 크기의 공기방울(그림 III-32.(b)①)이 보텍스 중심부로 말려 들어가 캐비테이션으로 성장(그림 III-32.(b)⑤)하는 과정을 관찰할 수 있었다.

실험 중 관찰된 다른 형태의 초생 보텍스 캐비테이션은 날개가 프로펠러 상부를 지날 때 마다 주기적으로 생성되어 성장하는 형태의 캐비테이션으로 Test Cond.4에서만 관찰이 되었으며, 프로펠러 모형시험시 일반적으로 관찰되는 형태의 초생 보텍스 캐비테이션이라 할 수 있다. 이는 계측된 시계열 신호(그림 III-2.(■))를 통해서도 관찰이 가능하며, 이러한 형태의 시계열 신호는 N.A. Chang 등[45]이 제시한 *chirp* 신호(그림 III-2.(b))와 매우 유사한 형태이므로, 이후 *chirp* 신호라 칭하였다.

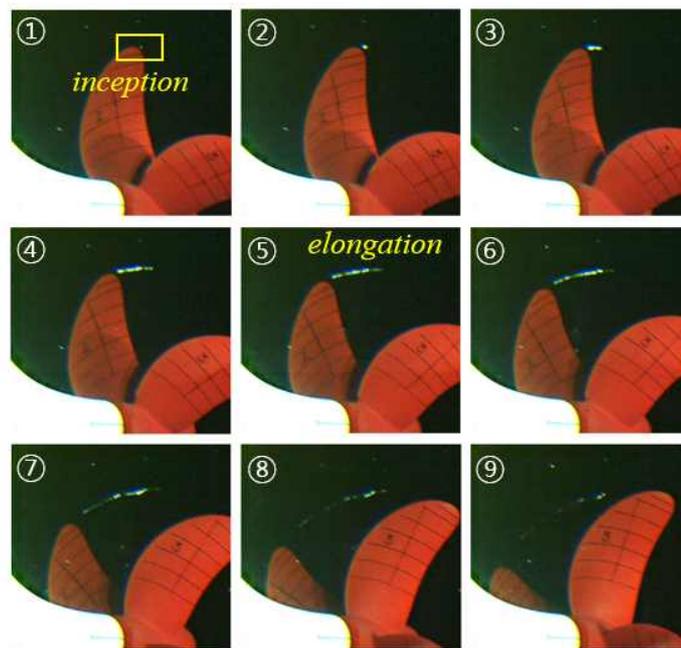


그림 III-33. Test Cond.4에서 주기적으로 생성되어 성장하는 형태의 초생 보텍스 캐비테이션 이미지.

개별 발생 상황별 보텍스 캐비테이션의 발생 위치 추정을 위한 주파수 영역 선정을 위해 *pop* 신호와 *chirp* 신호에의 주파수 스펙트럼을 산출하였으며, 비교를 위해 기존 연구결과[45]와 본 연구에서 측정된 캐비테이션 소음의 파워스펙트럼 밀도를 그림 III-34와 같이 비교하였다. 그림 III-34.(a)는 N.A. Chang 등이[45] 소형의 water tunnel에서 측정한 두 가지 형태의 보텍스 캐비테이션(*pop*, *chirp*)에 대한 소음 스펙트럼이다. *Pop* 신호는 0 ~ 100 kHz 전 영역에 걸친 광대역 특성을 보이고 있는 반면, *chirp* 신호의 경우 1 ~ 6 kHz 영역에서 광대역 특성을 관찰할 수 있다.

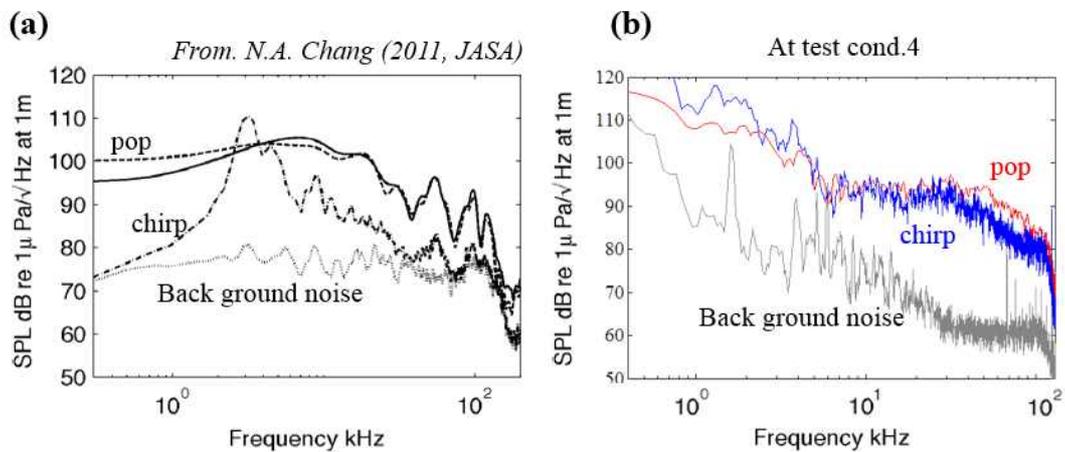


그림 III-34. (a) 보텍스 캐비테이션 형태에 따른 파워스펙트럼 밀도 비교: (a) 기존 연구결과(N.A. Chang et. al, 2010), (우) 모형시험 결과.

그림 III-34.(b)는 *pop* 신호와 *chirp* 신호가 동시에 나타나고 있는 Test Cond.4에서 측정된 시계열 신호를 이용하여 산출한 파워스펙트럼 밀도이다. Test Cond.4의 경우 두 가지 형태 신호가 혼재되어 있기 때문에 두 가지 형태가 함께 존재하지 않는 10가지 경우에 대해 파워스펙트럼 밀도를 구한 후 평균을 취하였다. *Pop* 신호의 경우 N.A. Chang 등의 결과와 유사하게 넓은 주파수 영역에서 광대역 특성을 확인할 수 있었다. 기존 연구결과와 유사하게 *chirp* 신호의 경우 *pop* 신호에 비해 10 kHz 이상의 영역에서는 약 10 dB 낮은 특성을 확인할 수 있었다. 반면, 10 kHz 이하 영역에서는 *pop* 신호가 *chirp* 신호에 비해 10 ~ 20 dB 낮게 나타나고 있으며, 그림 III-34.(a)에서 보였던 1 ~ 6 kHz

영역에서의 두드러진 스펙트럼 특성은 관찰되지 않았다. 이는 실험환경 차이에서 기인한 것으로 분석할 수 있다. N.A. Chang 등의 경우 소형 터널에서 고정된 날개만을 이용하여 실험을 진행하였으며, 저주파수 영역에서 매우 낮은 배경소음을 갖는 터널환경에서 실험이 진행이 되었음을 그림 III-34.(a)에서 나타난 배경소음의 소음수준을 통해 알 수 있다. 그러나 본 실험의 경우 그림 III-34.(b)에서 나타난 바와 같이 저주파수 영역에서 높은 배경소음을 갖는 대형터널에서 실험이 진행되었기 때문에 저주파수 영역에서 *chirp* 신호의 특징이 확연이 나타나지 않는 것으로 분석할 수 있다.

두 신호 모두 그림 III-25와 동일한 주파수 대역에서 파워스펙트럼 밀도가 증가하므로 20 ~ 70 kHz 대역에서 51개의 주파수를 선정하여 발생위치를 추정하였다.

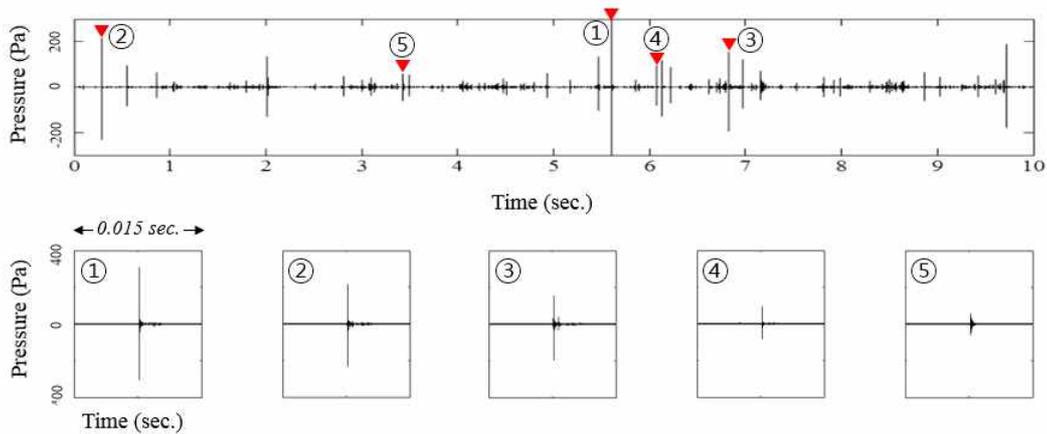
#### 6.4.2 캐비테이션 형태 및 발생 상황별 위치추정 결과

그림 III-35.(a)의 상단은 그래프는 Test Cond.3의 10초 시계열 신호에 대한 20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리된 결과를 나타낸다. 그림에서 *pop* 신호들이 간헐적으로 나타나고 있는 것이 관찰되며, 위치 추정을 위해 다양한 크기의 음압(307 ~ 135 Pa)을 갖는 *pop* 신호 5개를 임의로 선정하여 크기순으로 ① ~ ⑤번으로 지정하였다. 그림 III-34.(a) 하단의 그림은 위치추정을 위해 선정된 5개 *pop* 신호에 대한 시계열 신호를 보여준다. 위치추정에 사용된 신호의 길이는 총 0.015초(4096 point)이며, 선정된 신호를 별도의 신호단편 없이 전체를 이용하여 공분산행렬 생성 후 위치 추정에 적용하였다.

그림 III-35.(b)의 ① ~ ⑤는 각 *pop* 신호에 대한 위치추정 결과(백색 점)와 해당 위치에서의 모호평면을 나타낸다. 식 (III-6)으로 표현되는 평면 각 위치에서의 유사도는 최댓값으로 정규화되었으며, dB 스케일로 도시되었다. 위치추정 결과 ① ~ ③, ⑤의 경우 모두 TDC 부근에 음원의 위치가 추정되었으며, 이는 그림 III-32.(a)와 일치하는 것을 확인할 수 있다. ④의 경우 특이하게 우현쪽으로 치우친 곳에 음원의 위치가 추정되었는데, 추정된 위치가 정확히 프로펠러 반경에 해당하는 위치이기 때문에 위치추정의 오차가 아닌 실제 우현쪽에 발생하는 캐비테이션의 위치를 추정한 것으로 분석된다.

전체 신호 (10초)를 이용한 위치추정 결과(청색 박스)는 결국 개별 신호들에 대한 평균적인 위치를 나타내는 것이므로, 매우 간헐적으로 TDC를 벗어난 위치에 캐비테이션 발생한 경우(⑤)는 전체 신호를 이용한 경우 해당위치(백색 사각형)에 피크가 나타나고 있지 않음을 확인할 수 있다. 역산결과의 정확도를 의미하는 목적함수(E) 값 또한 10초의 평균화된 신호를 이용하는 경우(E: 0.53) 보다 개별 캐비테이션의 위치를 추정하는 경우 0.11 ~ 0.33으로 상대적으로 낮은 값을 갖고 있음을 확인할 수 있다.

(a)



(b)

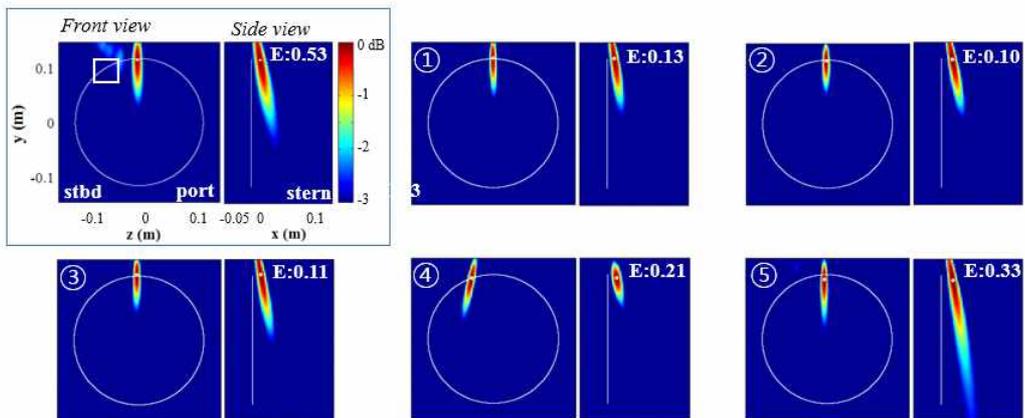


그림 III-35. (a) 20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리된 Test Cond.3에서의 시계열 신호와 선정된 5개의 *pop* 신호들, (b) 5개의 개별 *pop* 신호에 대한 위치추정 결과(① ~ ⑤) 및 10초 신호 전체를 이용하여 산출한 위치추정 결과(사각 박스).

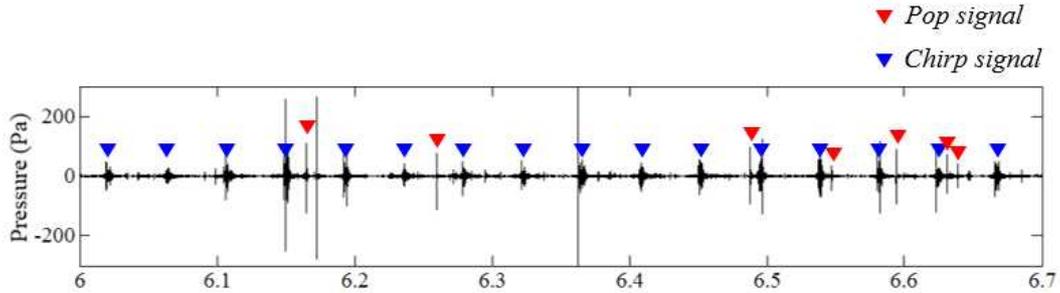


그림 III-36. 20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리된 Test Cond.4에서의 시계열 신호(▼:간헐적으로 생성되는 *pop* 신호, ▼: 주기적으로 관찰되는 *chirp* 신호).

그림 III-36은 20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리된 Test Cond.4에서의 시계열 신호이며, 본 절 서두에 언급한 바와 같이, 간헐적으로 나타나는 *pop* 신호와 프로펠러 1회 회전 시간(0.043 초)과 동일한 주기로 생성되는 *chirp* 신호가 모두 관찰되었다. *Chirp* 신호의 경우 대부분이 50 Pa 이하의 음압을 갖고 있는 반면, 다수의 *pop* 신호들은 200 Pa 이상의 음압을 갖고 있는 것을 관찰 할 수 있었다. 각 형태 신호의 위치추정 결과를 비교하기 위하여, 해당 신호만 분리하여 동일한 위치추정 절차를 적용하였다.

그림 III-37.(a)는 위치추정을 위해 임의로 선정된 5개 *pop* 신호에 대한 확대된 시계열 신호이다. 음압의 크기는 384 ~ 275 Pa로 Test Cond.3에 비해 상대적으로 신호의 세기가 높게 나타났으며, 발생하는 빈도도 더 많이 관찰되었다. Test Cond.4의 경우 *chirp* 신호와 혼재된 형태의 신호이기 때문에 *pop* 신호 이외의 다른 신호성분이 존재하는 않는 신호들로 선정하였다. 위치추정 절차는 Test Cond.3의 경우와 동일하게 진행하였다. 위치추정 결과 그림 III-26.(b)와 같이 ① ~ ⑤ 모두 TDC 부근에 음원의 위치가 추정되었으며, 이는 그림 III-32.(b)와 일치하고 있음을 알 수 있다. 전체 신호(10초)를 이용하여 산출한 위치추정 결과(청색 박스) TDC 부근에 매우 높은 유사도의 피크(백색 사각형)가 관찰이 되는데, 이러한 피크들은 결국 매우 높은 에너지를 갖는 *pop* 신호와 관련이 있는 것으로 분석할 수 있다. Test Cond.3과 유사하게 개별 캐비테이션 발생 현상에 대한 위치추정 결과 0.09 ~ 0.017의 낮은 목적함수 값을 확인할 수 있었다.

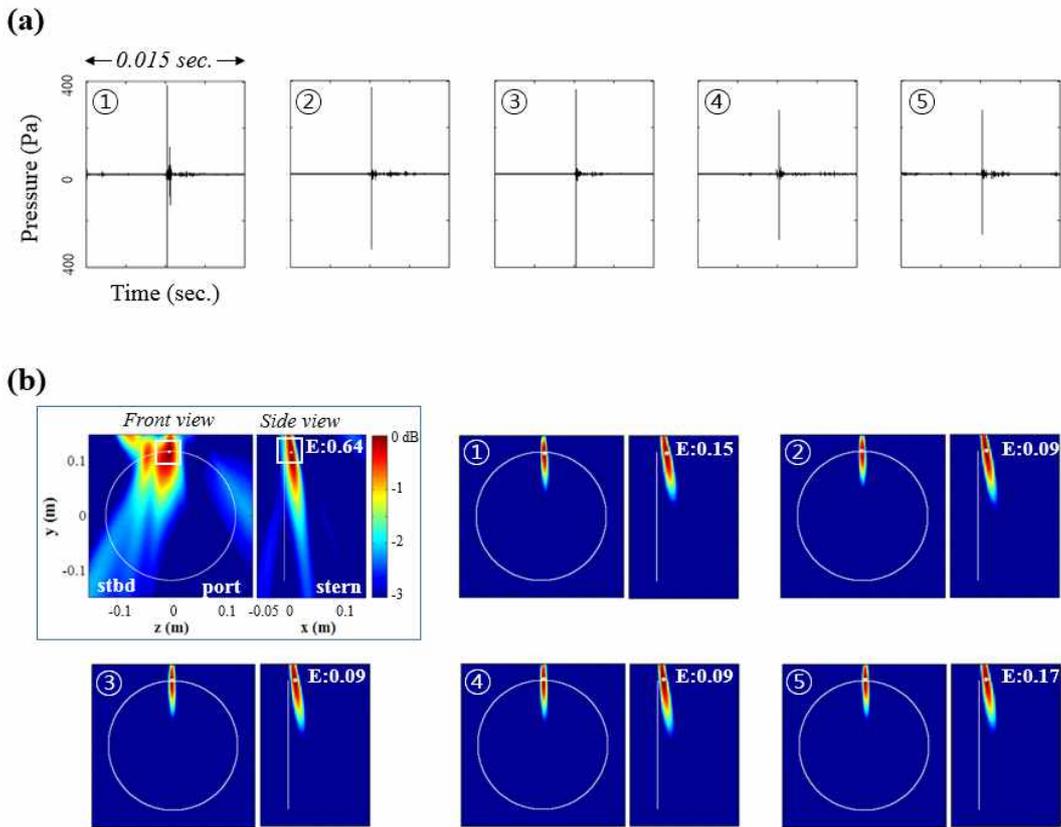


그림 III-37. (a) Test Cond.4에서의 선정된 5개의 *pop* 신호에 대한 시계열 신호 (20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리됨), (b) 5개의 개별 *pop* 신호에 대한 위치추정 결과(① ~ ⑤) 및 10초 신호 전체를 이용하여 산출한 위치추정 결과(사각 박스).

그림 III-38.(a)는 위치추정을 위해 선정된 5개의 연속된 *chirp* 신호에 대한 대역통과 필터(20 ~ 70 kHz)를 거친 시계열 신호를 보여준다. 가로축은 프로펠러 1회 회전시간(0.043초)으로 정규화되었으며, 날개 A에 해당하는 위치에 주기적으로 *chirp* 신호가 나타나고 있음을 관찰할 수 있다. ① ~ ④는 *chirp* 신호만 보이고 있는 반면, ⑤는 *chirp*과 *pop* 신호가 혼재된 형태를 갖고 있다. 그림 III-38.(b)는 선정된 5개 *chirp* 신호에 대한 위치추정 결과를 나타내며, 앞의 경우와 동일한 위치추정 절차를 적용하였다. 초고속 카메라 촬영 결과 주기적으로 생성되는 *chirp* 신호는 그림 III-33과 같이 TDC 부근에서 생성되어 우현쪽으로 늘어지는 현상이 관찰되는데, ① ~ ④의 위치추정 결과에서도

프로펠러 TDC 부근과 우현쪽에 유사도가 높은 다수의 피크들이 관찰됨을 확인할 수 있다. 이는 *chirp* 신호들이 하나의 음원에서 생성되는 소음이 아니라, 원통 형태로 늘어지면서 생성, 분리, 결합, 소멸되는 다수의 보텍스 캐비테이션으로부터 기인하는데 원인이 있는 것으로 분석할 수 있다[46]. 반면 *pop* 신호가 함께 존재하는 ⑤의 경우 위치추정 결과 *pop* 신호들이 주로 관찰되었던 TDC 부근에 매우 유사도가 높은 피크 하나만이 관찰이 되었으며, 이는 *chirp* 신호에 비해 높은 음압을 갖는 *pop* 신호에 기인한 현상으로 분석된다. *Pop* 신호와는 달리 *chirp* 신호의 경우 개별 캐비테이션 발생에 대한 위치추정 결과 산출된 목적함수 값은 0.51 ~ 0.65로 전체 신호를 이용하여 산출한 목적함수 값(0.64)과 유사함을 확인할 수 있었다.

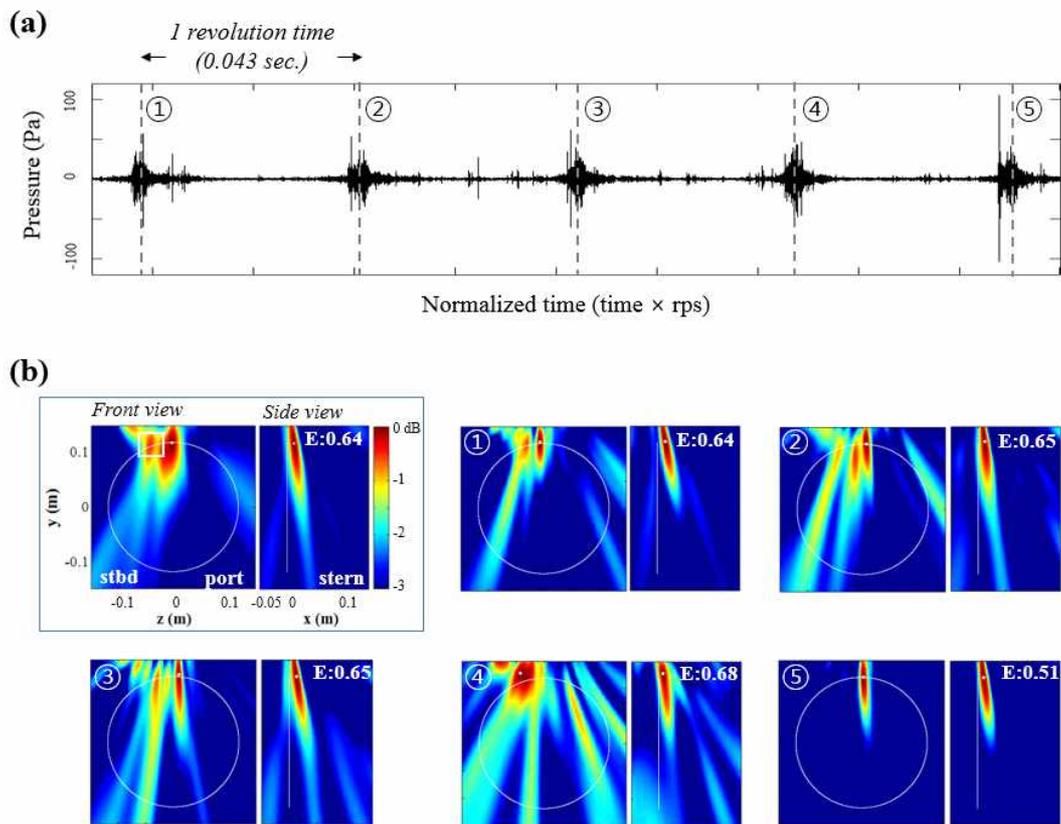


그림 III-38. (a) Test Cond.4에서의 선정된 5개의 *chirp*에 대한 시계열 신호(20 ~ 70 kHz 대역통과 필터 처리됨), (b) 5개의 개별 *chirp* 신호에 대한 위치추정 결과(① ~ ⑤) 및 10초 신호 전체를 이용하여 산출한 위치추정 결과(사각 박스).

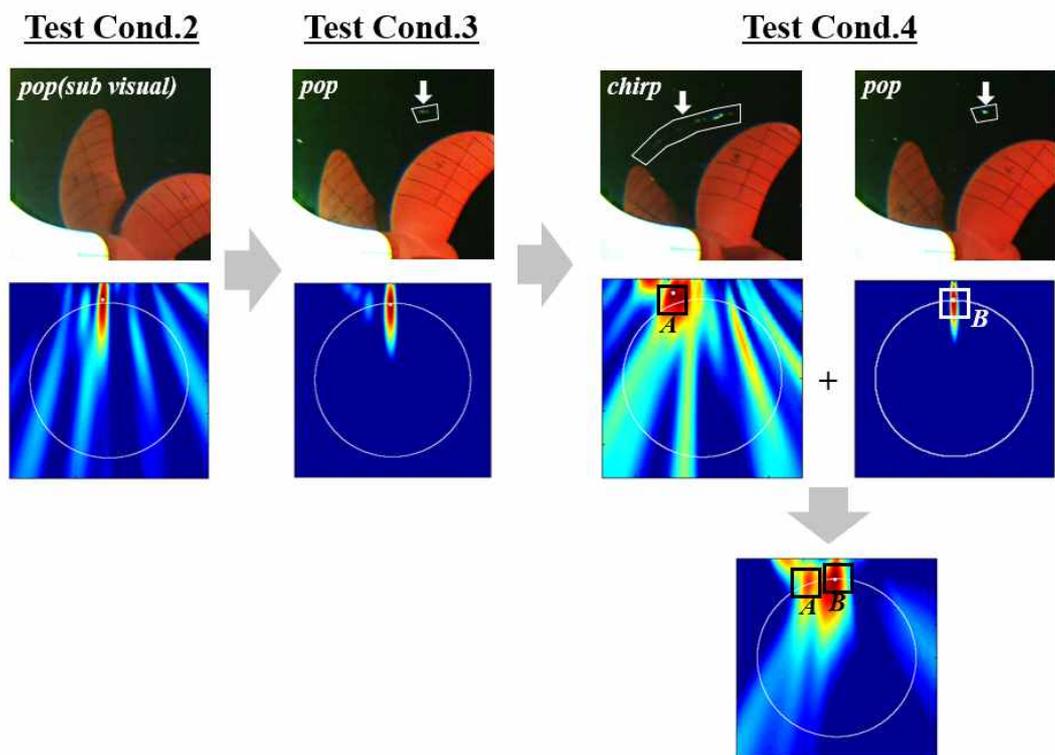


그림 III-39. Test Cond.2 ~ 3에서 발생하는 캐비테이션에 대한 초고속 카메라 이미지 및 위치추정 결과.

지금까지의 개별 캐비테이션 발생 현상별로 위치추정 결과를 정리하면 다음과 같다. 그림 III-39는 Test Cond.2 ~ 3에서 발생하는 캐비테이션에 대한 초고속 카메라 이미지 및 위치추정 결과를 나타내고 있다. 한 가지 흥미로운 사실은 캐비테이션이 시각적으로 관찰되고 있지 않았던 Test Cond.2 모호평면의 경우 주변 부엽 대비 주엽의 세기가 Test Cond.3에 비해 낮기는 하지만, 전반적으로 Test Cond.3의 모호평면과 매우 유사한 패턴을 나타내고 있다는 것이다. 즉 Test Cond.2의 경우 Test Cond.3과 유사한 pop 신호를 생성하지만, 공기방울의 크기가 작아 초고속 카메라에는 관찰이 되지 않는 것으로 분석할 수 있다. 또한 Test Cond.3, 4의 개별 캐비테이션 현상에 대한 위치추정 결과, 전체 시계열 신호를 이용하여 산출한 모호평면에서 TDC 부근의 높은 유사도를 나타내는 피크(그림 III-37.(b) 백색 사각형)는 pop 신호와 관련이 있으며, 우현쪽에 상대적으로 낮은 유사도를 갖는 피크(그림

Ⅲ-38.(b) 백색 사각형)는 TDC 부근에서 생성되어 우현쪽으로 늘어지는 형태의 날개끝 캐비테이션 *chirp* 신호들과 관계있음을 알 수 있다. 결국 그림 Ⅲ-39. Test Cond.4의 모호평면에서 나타나는 A와 B위치에서의 피크는 각각 *chirp*과 *pop* 신호로부터 기인하는 것으로 분석할 수 있다.

## 6.5 센서 수량 감소에 따른 위치추정 영향 검토

지금까지의 위치추정 결과는 6개의 센서에서 수신된 음향신호를 이용하여 수행되었다. 센서 수량 감소에 따른 위치추정 결과를 확인하고, 최소로 필요한 센서의 수량을 확인하기 위하여 역산에 사용되는 센서의 수량을 줄여가며 위치추정 결과를 검토하였다. 이를 위해 센서 수량을 3개 까지 감소해가며 역산결과와 해당 위치에서 모호평면을 관찰하였다.

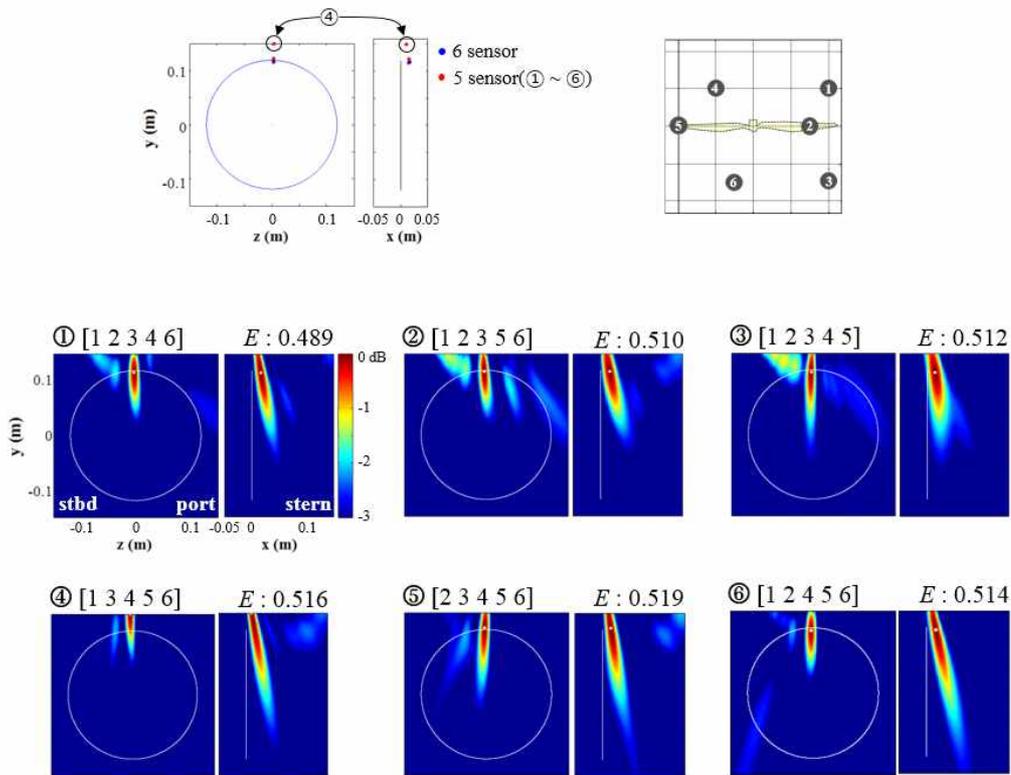


그림 III-40. 센서 수량에 따른 음원위치 추정 결과(5개 센서).

그림 III-40은 5개의 센서를 이용하여 산출한 음원위치와 해당위치에서 모호평면을 나타낸다. 총 6개의 조합에 대하여 위치추정 결과를 상단에 도시하였으며, 센서 6개를 이용하여 추정된 음원의 위치(그림 III-28.(a))가 실제 음원의 위치라는 가정 하에 비교를 위해 함께 도시하였다. 그림 III-40 상단의 그림에서와 같이 ①, ②, ③, ⑤, ⑥ 6가지의 센서배열 조합 모두 6개의

센서를 이용하여 산출한 음원의 위치와 유사한 위치에 위치추정 결과가 나타나는 것을 확인할 수 있으나, 2번 센서가 사용되지 않은 조합 ④의 경우 프로펠러 상단부근에 위치가 추정되었다. 조합 ④에 해당하는 모호평면에서도 계측음장과 유사도가 높은 음원의 위치가 다른 조합의 경우에 비해 프로펠러 회전면 상단 쪽으로 치우쳐 나타나는 것을 확인할 수 있었다.

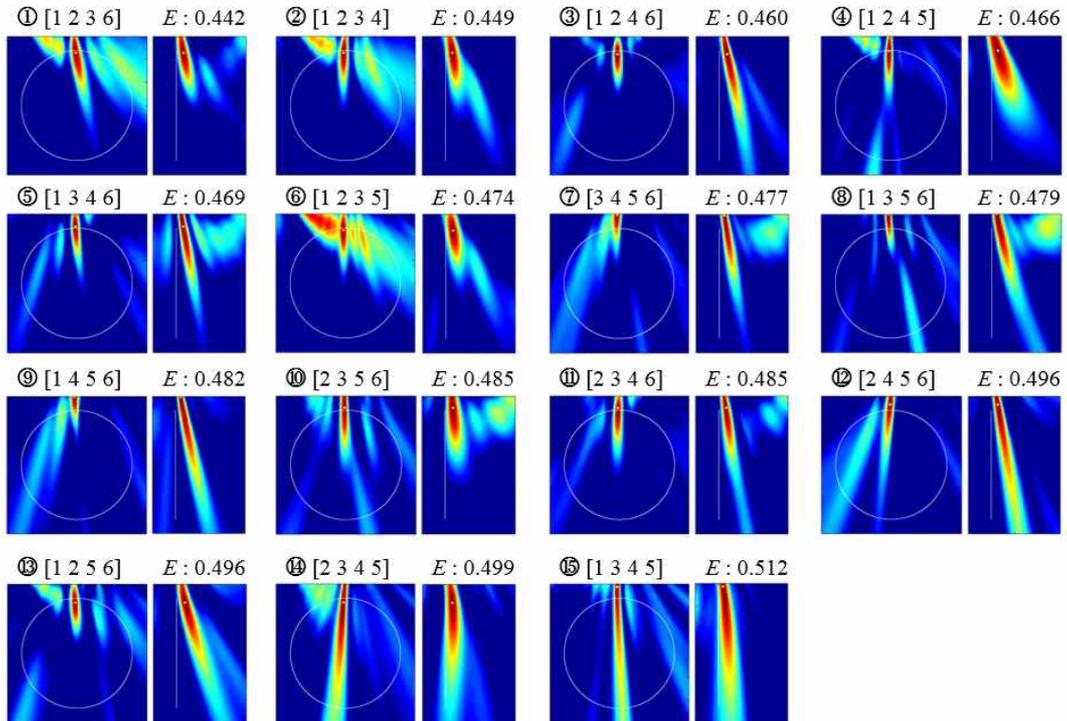
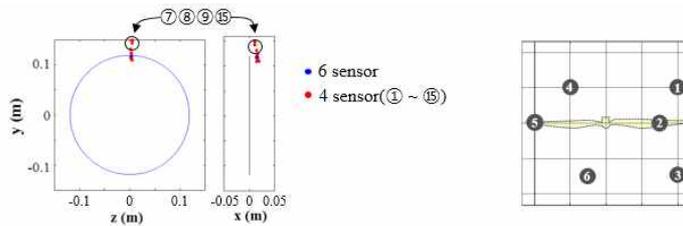


그림 III-41. 센서 수량에 따른 음원위치 추정 결과(4개 센서).

그림 III-41은 4개의 센서를 이용하여 산출한 음원위치를 나타내며, 마찬가지로 비교를 위해 6개의 센서를 이용한 위치추정 결과를 함께 도시하였다. 센서 4개를 이용한 배열의 경우 총 15개의 조합이 존재하며, 모든

조합의 경우 프로펠러 상단 부근에 초생 캐비테이션의 위치가 추정되었다. 여러 센서 조합 중 ⑦, ⑧, ⑨, ⑮ 조합 센서배열의 경우 6개 조합의 센서에 비해 프로펠러 회전면 상부쪽으로 치우쳐 음원의 위치가 추정되었으며, 이 조합의 센서배열은 공통적으로 2번 센서가 포함되어 있지 않는 것을 확인할 수 있다. 2번 센서의 경우 프로펠러 회전면에 위치하고 있으며, 우현 쪽에 위치하고 있어 시각적으로 음원이 발생한 위치와 가장 가까운 곳에 위치한 센서이다.

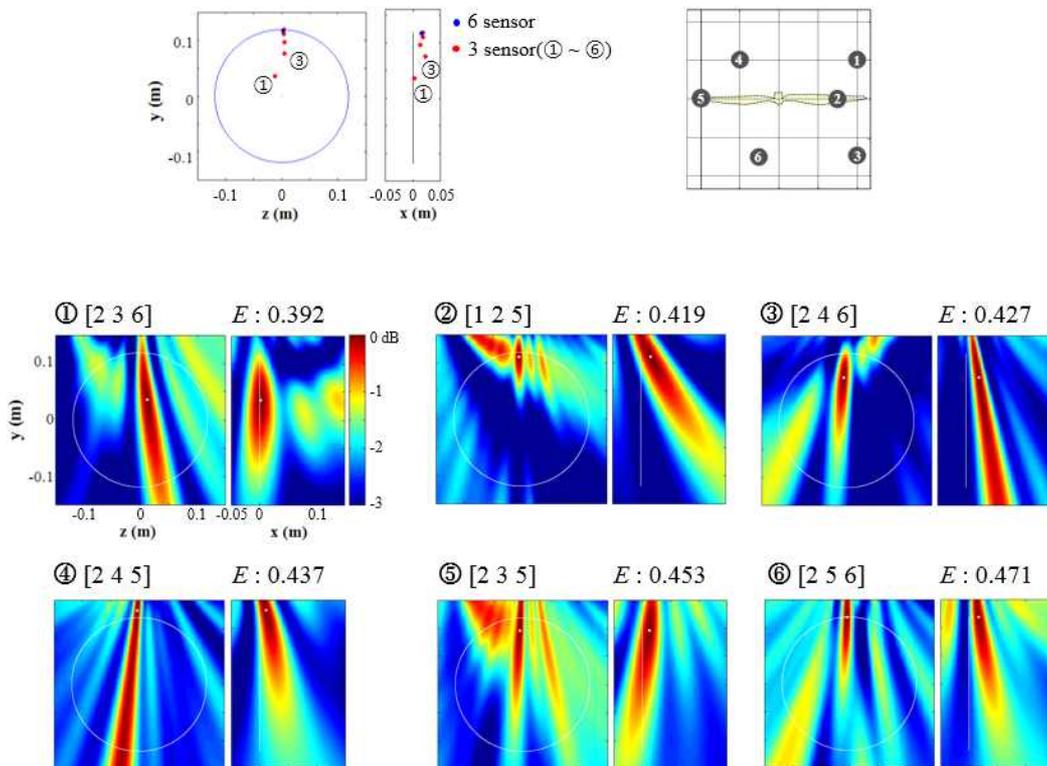


그림 III-42. 센서 수량에 따른 음원위치 추정 결과(3개 센서).

그림 III-42는 센서 3개를 이용하여 음원위치를 추정한 결과이다. 앞서 5개, 4개의 센서를 이용하여 위치를 추정한 결과 2번 센서가 제외된 경우 6개의 센서를 이용한 경우와 비교해서 상대적인 오차가 발생하였으므로, 2번 센서를 포함하는 6개 조합에 대하여 결과를 분석하였다. 위치추정 결과 일관된 위치추정결과를 보이지 않았으며 y축 방향으로 길게 늘어진 형태의

위치추정 결과를 확인할 수 있다. 이러한 현상은 선체 표면에 매립될 수밖에 없는 음향센서 배치상의 제약에 기인한 것으로 분석할 수 있다. 본 역산에 사용된 음향센서 배열의 경우  $x$ 축,  $z$ 축 방향으로 12.5 cm에서 20 cm의 범위 내에 분포하고 있는 반면,  $y$ 축 방향으로는 5 cm 범위 내에 분포하고 있으며, 4번 센서를 제외하면 3 cm 범위 내에 분포하고 있다. 따라서 모호평면에서 공통적으로 관찰할 수 있듯이,  $z$ 축,  $x$ 축 방향의 해상도에 비해  $y$ 축 방향의 해상도가 상대적으로 낮음을 관찰할 수 있으며, 더욱이 3개의 센서만 이용하여 위치를 추정한 경우  $y$ 축 방향의 해상도가 현격히 낮음을 관찰할 수 있다. 이러한 이유로 그림 III-42의 경우 6개 조합에 대한 위치추정 결과가  $x$ 축,  $z$ 축 방향은 거의 유사한 위치에 분포하고 있으나,  $y$ 축 방향의 경우 세로방향으로 분포하고 있는 것을 확인할 수 있다.

센서배열 5개, 4개를 이용한 위치추정 결과 공통적으로 2번 센서가 포함되지 않은 경우 약간의 오차를 보이고 있으나, 캐비테이션이 발생한 위치에 대한 정보는 제공한다고 볼 수 있다. 따라서 최소 4개의 센서 배열을 이용한 경우 일관성 있는 위치정보를 도출 할 수 있음을 확인하였다.

## IV. 결 론

본 연구에서는 모형선 선체에 센서배열을 매립하여 계측한 음향신호에 정합장처리 기법을 적용하여 프로펠러 소음원의 정보를 추정하는 기법을 제시하였다.

II장에서는 공동 발생 이전에 선체 변동압력의 주요 원인인 프로펠러 비공동 소음원의 해석적 모델을 제시하였으며, 모형선 실험을 통해 비공동의 해석적 모델을 검증하였다. 선형화된 양력면 이론과 불균일 선체 반류장 환경에서 운용되는 프로펠러의 운용 특성을 고려하여 비공동 소음의 하중소음과 두께소음을 각각 프로펠러 상부에 임의의 형태로 분포하는 점음원 형태의 *dipole* 과 *longitudinal quadrupole*로 모델링하였다. 다양한 조합의 음원모델에 협대역 정합장 역산기법을 적용하여 음원인자를 역산하였으며, 2개의 *dipole*과 1개의 *longitudinal quadrupole*로 구성된 음원모델이 비공동 소음원의 최적 모델임을 도출하였다. 이때 복제음장은 터널의 내부의 산란파를 고려해 주기 위하여 음향경계요소법을 전달함수로 이용하였다. 도출된 역산인자를 이용하여 프로펠러 비공동 소음으로 인한 선체 표면에서의 변동압력 세기 및 위상 분포를 얻을 수 있었으며, 이를 기반으로 비공동 소음을 구성하는 하중소음과 두께소음의 특징을 분석하였다.

이를 통해 프로펠러의 비공동 소음은 공동 소음과 비교해서 상대적으로 큰 공간상의 위상분포를 갖는 것을 확인하였으며, 이로 인해 정확한 선체 기진력 산출을 위해서는 공간상의 위상이 필히 고려되어야 한다는 사실을 알 수 있었다. 또한 하중소음과 두께소음원 자체의 지향특성으로 인해 프로펠러 상부 제한된 구역에 기진력이 집중되어 분포되어 있었으며, 선수미선에 기울어진 등위상선이 형성됨을 관찰할 수 있었다. 이러한 프로펠러 비공동 소음의 특징들은 기존의 연구결과들과 유사한 결과를 보였으며, 제안된 선체 변동압력 추정 기법의 유효성을 확인할 수 있었다.

III장에서는 선박 수중방사소음의 주요 원인이 되는 보텍스 캐비테이션의

초기 발생 위치를 추정하는 기법을 제시하였으며, 직접파만을 전달함수로 하여 광대역 정합장역산 기법을 통해 발생위치를 추정하였다. 제시된 초생 캐비테이션 위치추정 기법은 가상음원을 통해 검증되었으며, 직접파만을 전달함수로 이용하여도 의미 있는 위치추정 결과를 산출할 수 확인하였다. 이후 두 번의 모형시험을 통해 실제 공동터널에서 초생 캐비테이션의 위치추정이 가능함을 확인하였다.

뿐만 아니라 제안된 기법은 터널의 반사파가 존재하지 않는 실 해역에서 선박의 초생캐비테이션 발생여부 및 위치추정에 유용하게 적용 가능하기 때문에, 초생 캐비테이션의 관찰을 위해 선체 하부에 관측창을 설치해야만 했던 기존의 방법을 대체 또는 보완 가능한 기법으로 판단된다. 뿐만 아니라, 시각적으로 관찰되기 이전의 캐비테이션 발생위치를 제공하므로, 정확한 캐비테이션 초생속도 판단의 근거를 제공하는 기법으로도 적용이 가능하다.

Ⅱ, Ⅲ장에서의 연구결과, 선체에 매립된 센서배열을 통해 계측된 음향신호를 기반으로 하는 정합장처리 기법을 통해 프로펠러의 다양한 소음원에 대한 정보를 예측할 수 있음을 확인하였다. 이를 통해 얇은층 캐비테이션[3]과 더불어 프로펠러의 주요 소음원이라 할 수 있는 비공동 소음과 보텍스 캐비테이션에 대해서도 정합장처리 기법을 적용 가능하며, 모형시험 단계에서 보다 정확한 프로펠러의 성능을 사전에 예측하여 설계에 반영할 수 있는 방법으로 활용 가능성을 확인하였다.

## 참고문헌

- [01] J. Carlton, Marine propellers and propulsion (second edition) (Butterworth-Heinemann, Oxford, 1994).
- [02] D. Kim, K. Lee, and W. Seong, Non-cavitating propeller noise modeling and inversion, Journal of Sound and Vibration 333, 6424-6437, 2014.
- [03] K. Lee, J. Lee, D. Kim, K. Kim, W. Seong, and J. Lee, Propeller sheet cavitation noise source modeling, Journal of Sound and Vibration 333, 1356-1368, 2013.
- [04] Y. Lecoffre, "Cavitation-Bubble Trackers" (Balkema, Leiden, Netherlands, 1996).
- [05] D. Kim, K. Lee, J. Lee, and W. Seong, Localization of incipient propeller cavitation in a tunnel using inversion method, Proc. of ASME 4th Joint US-European Fluid Engineering Division Summer meeting, Chicago, USA, 2014.
- [06] E. van Wijngaarden, "Prediction of Propeller-Induced Hull-Pressure Fluctuations", PhD thesis, Delft University of Technology, 2012.
- [07] R. J. Boswell, "Design, cavitation performance, and open-water performance of a series of research skewed propellers", Report, Defence Technical Information Center, Accession no. AD0732511, David W Taylor Naval Ship Research and Development Center BETHESDA MD, 1971.
- [08] N. A. Brown, "Cavitation noise problems and solutions", Proceedings of International Symposium on Shipboard Acoustics, Noordwijkehout, Netherlands,

September, 1976.

[09] M. Strasberg, "Propeller Cavitation Noise After 35 Years of Study," ASME Symposium on Noise and Fluids Engineering, Atlanta, Georgia, November 27 - December 2, 1977.

[10] K. O. Holden, O. Fagejord, and R. Frostad, "Early design-stage approach to reducing hull surface forces due to propeller cavitation", SNAME 14, 30, 1980.

[11] H. Seol, B. Jung, J. Suh, and S. Lee, "Prediction of non-cavitating underwater propeller noise", Journal of Sound and Vibration 257(1), 131-156, 2002.

[12] Q. Yang, Y. Wang, and M. Zhang, "Calculation of propeller's load noise using LES and BEM numerical acoustics coupling method", WIT Transaction on Modelling and Simulation-Boundary element and other reduction methods XXXIII 52, 85-97, 2011.

[13] C. Testa, S. Ianniello, F. Salvatore, and M. Gennaretti, Numerical approach for hydroacoustic analysis of marine propellers, Journal of ship research 52(1), 57 - 70, 2008.

[14] F. Salvatore, C. Testa, and L. Greco, "Coupled hydrodynamics-hydroacoustics BEM modeling of marine propellers operating in a wakefield", Proceedings of the 1<sup>st</sup> International Symposium on Marine Propulsors, Trondheim, Norway, 11-21, 2009.

[15] E. van Wijngaarden, J. Brouwer, and M. Zijlstra, "A spatial extrapolation technique for sparse measurements of propeller-induced hull-pressures using an inverse acoustic boundary element method", Proc. of the Sixth International

Symposium on Cavitation, Wageningen, Netherlands, September, 2006.

[16] J. Breslin and P. Andersen, Hydrodynamics of ship propellers (Cambridge University Press, NY, 1994).

[17] S. E. Dosso, M. L. Jeremy, J. M. Ozard, and N. R. Chapman, Estimation of ocean-bottom properties by match-field inversion of acoustic field data, IEEE Journal of Oceanic Engineering 18, 232-239, 1993.

[18] R. Kinns and C.D. Bloor, Fluctuating hull force due to propeller cavitation, Transactions of the Royal Institution of Naval Architects Part A 144, 41-70, 2002.

[19] F. Farassat, S.L. Padula, and M. H. Dunn, Advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results, Journal of Sound and Vibration 119, 53-79, 1987.

[20] F. Farassat, Acoustic radiation from rotating blades - the Kirchhoff method in aeroacoustics, Journal of Sound and Vibration 239, 785-800, 2001.

[21] M. J. Lighthill, On sound generated aerodynamically, Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences 211(1107), 564-587, 1952.

[22] D. Ross, Mechanics of underwater noise (Pergamon Press, New York, 1976).

[23] C. J. Jenkins, Optimizing propellers for noise, Advanced in Underwater Technology, Ocean Science and Offshore Engineering, vol 15: Technology common to Aero and Marine Engineering, Society for underwater Technology, 1988.

- [24] R. Kinns and C.D. Bloor, Hull vibration excitation due to monopole and dipole propeller sources, *Journal of Sound and Vibration* 270, 951-980, 2004.
- [25] J. Breslin and S. Tsakonas, Marine propeller pressure field due to loading and thickness effects, *Transactions of SNAME* 67, 386 - 422, 1959.
- [26] S. E. Dosso, M. L. Jeremy, J. M. Ozard, and N. R. Chapman, Estimation of ocean-bottom properties by match-field inversion of acoustic field data, *IEEE Journal of Oceanic Engineering* 18, 232-239, 1993.
- [27] N.R. Chapman, Estimation of geoacoustic properties by inversion of acoustic field data, *Shear Waves in Marine Sediments*, Kluwer Academic Publisher, 511 - 519, 1991.
- [28] T. Wu, *Boundary Element Acoustics* (WIT Press, Southampton, 2000).
- [29] J. Lee, Propeller noise source inversion and hull fluctuating pressure estimation, 서울대학교 박사 학위 논문, 2012.
- [30] A. Tolstoy, *Matched field processing for underwater acoustics* (World Scientific Publishing, Washington, 1993).
- [31] S. E. Dosso, M. J. Wilmut, and A. S. Lapinski, An adaptive-hybrid algorithm for geoacoustic inversion, *IEEE J. Oceanic Eng.* 26(3), 324-336, 2001.
- [32] M. Sen and P. L. Stoffa, *Global Optimization Methods in Geophysical Inversion* (Elsevier, Amsterdam, 1995).
- [33] S. Kirkpatrick, C.D. Gellatt, and M.P. Vecchi, Optimization by simulated Annealing, *Science New Series* 220(4598), 671-680, 1983.

- [34] M.D. Collins, W.A. Kuperman, and H. Schmidt, Nonlinear inversion for ocean-bottom properties, *Journal of the Acoustical Society of America* 92(5), 2770-2783, 1992.
- [35] K. Kim, W. Seong, and K. Lee, Range-dependent geoacoustic inversion of vertical line array data using matched beam processing, *Journal of the Acoustical Society of America* 125(2), 735-745, 2009.
- [36] 김경섭, 성우제, 박철수, 김성일, 전달손실 비교를 통한 지음향학적 인자 역산과 정합장처리, *한국음향학회지* 제24권 6호, 325-333, 2005.
- [37] ITTC. The Specialist committee on cavitation induced pressures[C]. 23rd International Towing Tank Conference. Venice, France, 2002.
- [38] J. Lee, J. Han, H. Park, and J. Seo, Improvements of model-test method for cavitation-induced pressure fluctuation in marine propeller, *Journal of Hydrodynamics* 25(4), 599-605, 2013.
- [39] J. L. Beveridge, The radial distribution of propeller thrust from model wake measurements, DTIC Technical Report, Defense Technical Information Center, Accession No. AD812331, David Taylor Model Basin, Washington D.C, 1958.
- [40] IMO Report of Marine Environment Protection Committee 62 / 19, 2011  
“Noise from commercial shipping and its adverse impact on marine life”.
- [41] IMO Report of Marine Environment Protection Committee 63 / 23, 2012  
“Noise from commercial shipping and its adverse impacts on marine life”.
- [42] Cavitation ITTC Comittee, 1987, Final report and recommendations to the

18<sup>th</sup> ITTC. In: Proceedings of 18<sup>th</sup> ITTC, Kobe, Japen.

[43] G. Bark and C. A. Johnsson, Prediction of Cavitation Noise from Model Experiments in a Large Cavitation Tunnel. Noise source in Ship1: Propellers. (Nordforsk, 1981).

[44] 나양섭, A Study on The Improvement of Cavitation Inception Speed for Naval Propellers, 충남대학교 박사 학위 논문, 2005.

[45] N. A. Chang and S. L. Ceccio, The acoustic emission of cavitation bubbles in stretched vortices, Journal of Acoustical Society of America 130(5), 3209-3219, 2010.

[46] J. Choi and S. L. Ceccio, Dynamics and noise emission of vortex cavitation bubbles, Journal of Fluid Mechanics 575, 1-26, 2007.

[47] S. D. Sharma, K. Mani, and V.H. Arakeri, Cavitation noise studies on marine propellers, Journal of Sound and Vibration 138(2), 255-283, 1990.

[48] J. Lee, J. Han, H. Park, and J. Seo, Application of signal processing techniques to the detection of tip vortex cavitation noise in marine propeller, Journal of Hydrodynamics 25(3), 440-449, 2013.

[49] J. Lee and J. Seo, Application of spectral kurtosis to the detection of tip vortex cavitation noise in marine propeller, Mechanical Systems and Signal Processing 40, 222-236, 2013.

[50] 박철수, 설한신, 김건도, 박영하, 캐비테이션 터널 시험용 청음기배열 최적 설계기법, 한국음향학회지 제32권 3호, 237-246, 2013.

- [51] N. A. Chang and D. R. Dowling, Ray-based acoustic localization of cavitation in a highly reverberant environment”, *Journal of Acoustical Society of America* 125(5), 3088-3100, 2009.
- [52] C. Park, H. Seol, K. Kim, and W. Seong, A study on propeller noise localization in a cavitation tunnel, *Ocean Engineering* 36, 754-762, 2009.
- [53] S. P. Czenszak and J. L. Krolik, Robust wideband matched-field processing with a short vertical array, *Journal of Acoustical Society of America* 101(2), 749-759, 1996.
- [54] A. B. Baggeroer, W. A. Kuperman, and H. Schmidt, Matched field processing: Source localization in correlated noise as an optimum parameter estimation problem, *Journal of Acoustical Society of America* 83(2), 571-587, 1987.
- [55] Z. H. Michalopoulou and M. B. Porter, Source tracking in the Hudson canyon experiment, *Journal of Computational Acoustics* 4(4), 371-383, 1996.
- [56] E. K. Westwood, Broadband matched-field source localization, *Journal of Acoustical Society of America* 91(5), 2777-2789, 1992.

## 부록 A. 날개 하중소음으로 인한 압력장

본 장에서는 균일 유동장(uniform inflow) 환경에서 양력면 이론(lifting surface theory)을 기반으로 프로펠러 날개의 하중소음/loading noise)으로 인한 압력장을 유도하였다. 기본적으로 식의 전개과정은 J. Breslin, P. Anderson[16]을 따랐으며, 이해를 돕기 위해 식의 전개과정에 필요한 배경이론과 생략된 부분을 보완하였다. 식의 전개 과정에서 회전운동을 하는 프로펠러 특성을 고려하여 원통형 좌표계를 기반으로 유기 음장을 계산하였으며, 프로펠러의 회전축을  $x$ 축으로 가정하였다. 이때 수면 또는 선체와의 간섭효과는 고려하지 않았다.

### A.1 프로펠러 날개의 운동으로 인한 힘

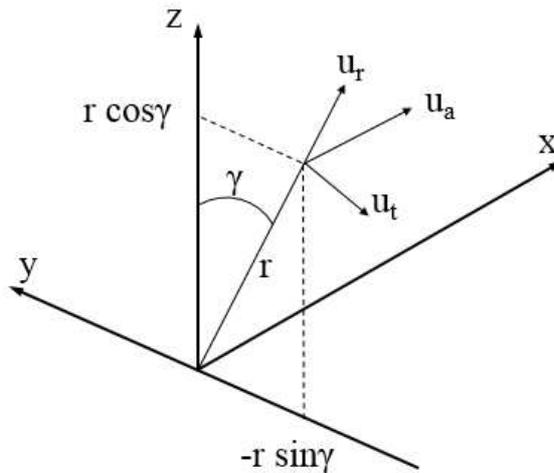


그림 A-1. 원통형 좌표계 정의(from ref.[16]).

본 절에서는 Actuator disk theory에 근거하여 프로펠러 날개로 인한 힘(force)을 유도하였다. 프로펠러의 회전축을  $x$ 축이라 가정하면, 그림 A-1과 같이 원통형 좌표계를 정의할 수 있다. 이때 밀 첨자  $r$ 은 프로펠러의 직경

방향(radial) 성분, a는 축 방향(axial) 성분, 그리고 t는 접선 방향(tangential) 성분을 각각 나타내고,  $\gamma$ 는 z축과의 각도를 나타낸다. 그림 A-1의 원통형 좌표계를 이용하여 Euler 방정식을 정리하면 식 (A-1)과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial u_a}{\partial t} + u_a \frac{\partial u_a}{\partial x} + u_r \frac{\partial u_a}{\partial r} + u_t \frac{1}{r} \frac{\partial u_a}{\partial \gamma} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} &= \frac{1}{\rho} F'_a \\ \frac{\partial u_r}{\partial t} + u_a \frac{\partial u_r}{\partial x} + u_r \frac{\partial u_r}{\partial r} + u_t \frac{1}{r} \frac{\partial u_r}{\partial \gamma} - \frac{1}{r} u_t^2 + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} &= \frac{1}{\rho} F'_r \\ \frac{\partial u_t}{\partial t} + u_a \frac{\partial u_t}{\partial x} + u_r \frac{\partial u_t}{\partial r} + u_t \frac{1}{r} \frac{\partial u_t}{\partial \gamma} + \frac{1}{r} u_r u_t + \frac{1}{\rho r} \frac{\partial p}{\partial \gamma} &= \frac{1}{\rho} F'_t \end{aligned} \quad (\text{A-1})$$

위 식을 양력면 주위의 유동장에 적용하기 위해서는 날개 표면의 효과가 고려되어야 한다. 이를 위해서는 유체에 작용하는 외부힘(extraneous forces) ( $F'_a, F'_r, F'_t$ )을 날개 표면 전체에 걸쳐 작용하는 집중하중(concentrated loads)으로 변환해야 한다.

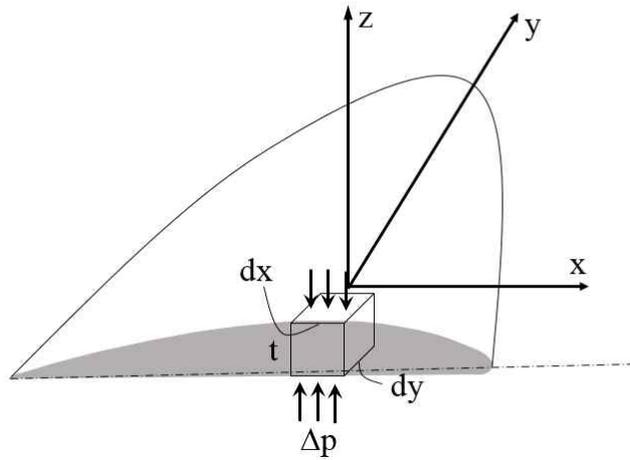


그림 A-2. 날개 두께에 작용하는 외부 힘에 대한 모식도(from ref.[16]).

만약 중력을 무시한다면 유체 내에서 외부 힘의 합은 어느 곳에서도 0이 되어야 한다. 그러나 두께가 있는 물체에 대해서는 외부 힘의 합이 0이 아닐 수도 있다. 그림 A-2와 같이 x-y 평면상에 두께가  $t(x,y)$  인 날개에서 외부 힘은 식 (A-2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$F'_x = 0 \quad (\text{A-2})$$

$$F'_y = 0$$

$$F'_z = -\frac{\Delta p(x,y)dxdy}{t(x,y)dxdy} = \frac{\text{Force}}{\text{volume}}$$

여기서 날개의 특정 위치에서의 압력차는  $\Delta p$ 로 나타내며,  $\Delta p = p_- - p_+$ 로 정의된다. 즉,  $\Delta p$ 는 날개의 아래-위 수직방향의 압력차를 나타내며, 이때 유체에 작용하는 압력은 반대 방향이므로  $F'_z$ 에 (-) 부호가 붙는다. 그리고 cartesian 좌표계에서  $z$ 방향 움직임에 대한 Euler 방정식인 식 (A-3)과 이때의 경계면 조건 식 (A-4)를 이용하면 최종적으로 식 (A-5) 형태의 단순한 관계식을 얻을 수 있다. 식 (A-5)를 적분식의 형태로 나타내면 식 (A-6)과 같다.

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{F'_z}{\rho} \quad (\text{A-3})$$

$$(u, v, w) = (0, 0, 0) \quad (\text{A-4})$$

$$\frac{\partial p}{\partial z} = F'_z \quad (\text{A-5})$$

$$\int_{-t/2}^{t/2} F'_z dz = p(z, y, t/2) - p(x, y, -t/2) \quad (\text{A-6})$$

이때  $t=0$  으로 가정하면 날개의 두께가 없는 상태, 즉 zero thickness 상태가 되며,  $\Delta p = p_- - p_+$ 가 유한한 값이므로  $F'_z$ 는 무한한 값을 갖게 되는데, 이러한 문제를 해결하기 위해  $\delta$ -function을 적용하면 식 (A-6)의 오른쪽 항은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$p(z, y, 0_+) - p(x, y, 0_-) = \int_{-\infty}^{\infty} \Delta p(x, y) \delta(z') dz' \quad (\text{A-7})$$

날개면의 압력차는 수직방향으로 작용하며, 전체 날개 표면에 대해 압력차를 알기 위해서는 날개면 전체에 대해 적분이 수행되어야 한다. 이를 위해 추가적인  $\delta$ -function을 적용하면 양력면에 작용하는 외부 힘은 식 (A-8)과 같이 표현될 수 있다.

$$F = -n\Delta p(x', y', z')\delta(x-x')\delta(y-y')\delta(z-z')dS \quad (A-8)$$

- $n$  양력면의 단위 법선성분
- $dS$  양력면의 국부 표면
- $(x', y', z')$  적분이 수행되어야 할 표면의 좌표

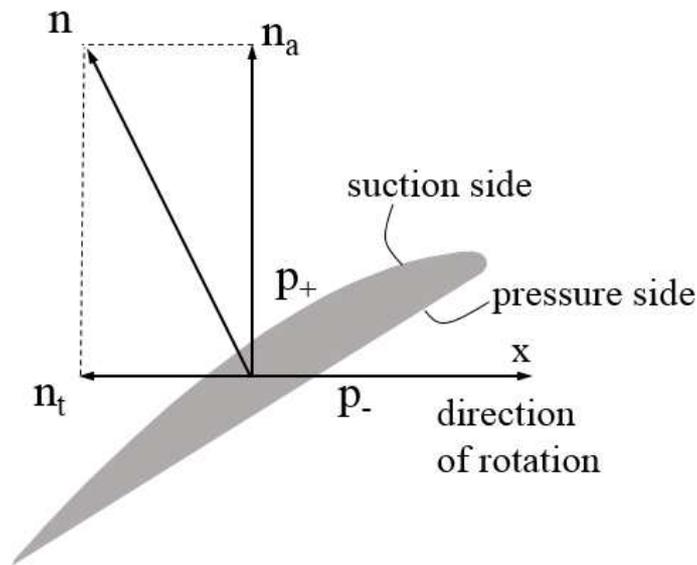


그림 A-3. 우회전 프로펠러(right handed propeller)의 축방향(axial), 접선방향(tangential) 성분(from ref.[16]).

이때, 프로펠러 날개면에 작용하는 힘은  $n\Delta p dS$  이 되고 법선성분의 방향은 앞서 언급했던  $\Delta p = p_- - p_+$ 와 동일하게 압력면에서 흡입면 방향과 동일하다. 축방향 성분인  $n_a$ 는 양(+의 부호이며, 접선방향 성분인  $n_t$ 는 선미에서 바라봤을 때 그림 A-3과 같이 시계방향으로 회전하는 경우에는

음(-)의 부호를 갖는다.

식 (A-8)을  $\delta(r(\gamma-\gamma')) = 1/r \delta(\gamma-\gamma')$ 의 관계를 적용하여 원통형(cylindrical) 좌표계로 변환하면 식 (A-9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} F'_a &= -n_a \frac{\Delta p(x', r', \gamma')}{r} \delta(x-x') \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma') r' dr' d\gamma' \\ F'_r &= -n_r \frac{\Delta p(x', r', \gamma')}{r} \delta(x-x') \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma') r' dr' d\gamma' \\ F'_t &= -n_t \frac{\Delta p(x', r', \gamma')}{r} \delta(x-x') \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma') r' dr' d\gamma' \end{aligned} \quad (\text{A-9})$$

## A.2 날개 하중소음으로 인한 압력장

비정상(non-stationary) 상태 유동을 설명하기 위해서는 A.1절에서 유도된 운동방정식의 변수에 섭동성분을 고려해주어야 한다. 식 A-1을 선형화하기 위하여 직경방향, 축방향, 접선방향 섭동속도(perturbation velocity)를 각각  $u'_a$ ,  $u'_r$ ,  $u'_t$ 로 정의하고, 축방향 유입류 속도  $-U$  보다 매우 작다고 가정한다. 그리고 프로펠러로부터 유기된 축방향 속도를  $u_a = -U + u'_a$ , 반경방향 속도를  $u_r = u'_r$ , 접선방향 속도를  $u_t = u'_t$ 으로 표현하며, 식 (A-1)에 대입한다. 이때 섭동성분간의 곱과 미분성분을 무시하여 식을 단순화 하면 식 (A-10)과 같으며, 이 식은 유속이  $-U$ 인 유체장 내에서  $x$ 축에 대하여 회전하는 날개의 하중(loading)에 의해 유기되는 속도와 압력의 섭동성분을 나타내게 된다. 이때 날개에 레이크(rake)가 없다고 가정하여 반경방향 힘의 성분  $F'_r = 0$ 으로 가정하였다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} u'_a - U \frac{\partial}{\partial x} u'_a + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'_l}{\partial x} &= \frac{F'_a}{\rho} \\ \frac{\partial}{\partial t} u'_r - U \frac{\partial}{\partial x} u'_r + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'_l}{\partial r} &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} u'_t - U \frac{\partial}{\partial x} u'_t + \frac{1}{\rho} \frac{1}{r} \frac{\partial p'_l}{\partial \gamma} &= \frac{F'_t}{\rho} \end{aligned} \quad (\text{A-10})$$

회전축에 대한 피치각(pitch angle)이 존재하는 프로펠러의 경우 날개면에 대한 적분 계산시 그림 A-4와 같은 helicoidal-normal 좌표계를 적용시키면 편리하다. 이 좌표계는 원통 표면에 좌표계가 위치하고 있으며, 원통형 좌표계와 동일하게 x축을 중심축으로 하고 있으나, 날개의 blade reference line이 그림 A-5와 같이 피치각  $\beta$ 에 대하여 기울어져 있다.

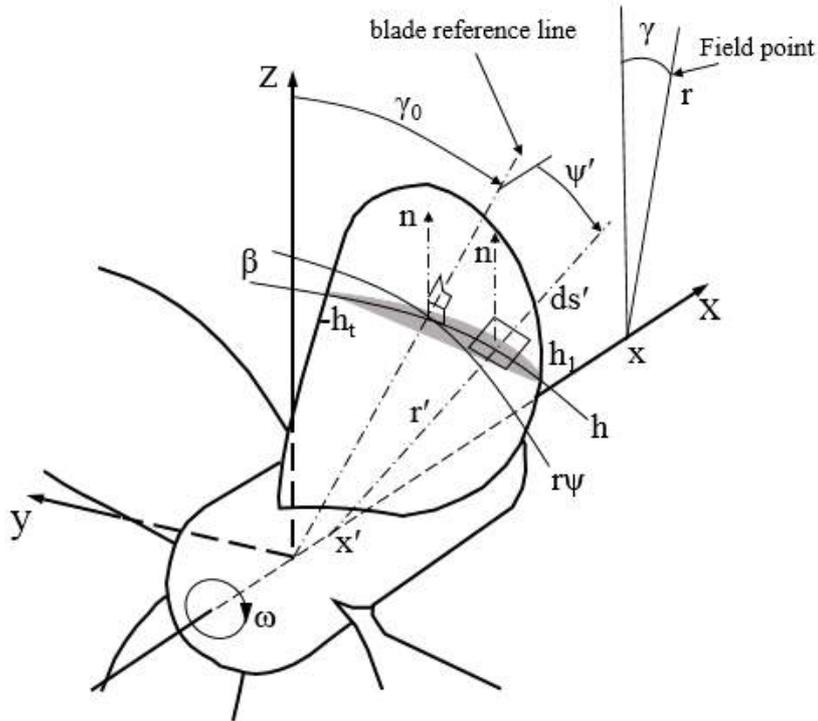


그림 A-4. Helicoidal-normal 좌표계를 이용한 프로펠러 날개 성분의 정의(from ref.[16]).

이때 새로운 좌표계의 축인  $h$ 와  $n$ 은 식 (A-11)과 같은 관계를 갖는다.

$$h = x \sin \beta + r \psi \cos \beta \quad (\text{A-11})$$

$$n = x \cos \beta + r \psi \sin \beta$$

그리고  $n' = 0$ 인 지점 즉, 날개면 위에서 임의의 지점을 helicoidal-normal 좌표계를 이용해서 나타내면 식 (A-12)와 같이 쓸 수 있다.

$$x' = r'\psi' \tan \beta' = h' \sin \beta' \quad (\text{A-12})$$

$$h' = \frac{r'\psi'}{\cos \beta'}$$

따라서 날개면에 대한 축방향(axial), 반경방향(radial), 접선방향(tangential) 및 법선성분(normals)은 최종적으로 식 (A-13)과 같다. 이때 날개의 반경방향 성분은 매우 작다고 가정하였으며, 날개의 캠버(camber), 국부 받음각(local angle of attack) 및 레이크(rake)는 고려되지 않았다.

$$(n_a, n_r, n_t) \approx (\cos \beta', 0, -\sin \beta') \quad (\text{A-13})$$

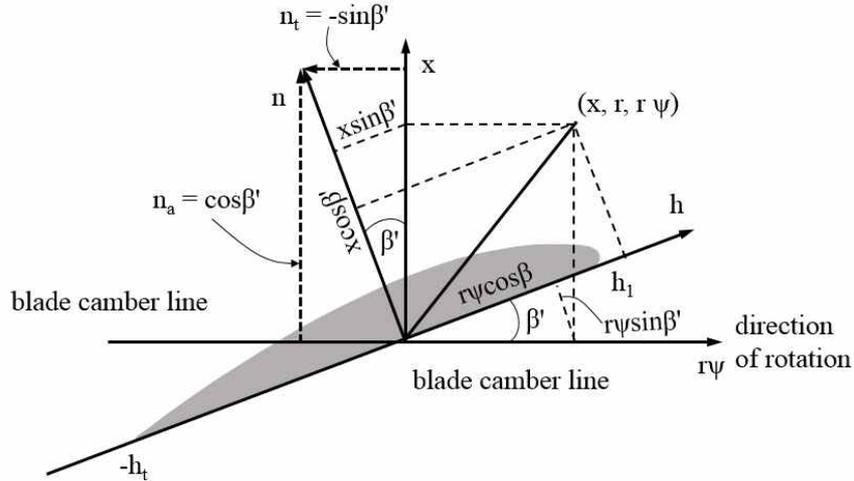


그림 A-5. 날개 단면에서의 Helicoidal 좌표계(modified from ref.[16]).

따라서 A.1절에서 유도한 날개에 의한 유체장내에서의 힘에 대한 식 (A-9)에 각 날개에 대한 각각의 법선성분인 식 (A-13)을 적용하면 다음과 같이 날개 요소에 의한 힘을 나타낼 수 있다. 이때  $\gamma' = \gamma_0 - \psi'$ 의 관계식을 적용하였다.

$$F'_a = -\frac{\Delta p(h', r')}{r} \cos \beta' \delta(x-x') \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma_0-\psi') dS \quad (\text{A-14})$$

$$F'_t = \frac{\Delta p(h', r')}{r} \sin \beta' \delta(x-x') \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma_0-\psi') dS$$

여기서 각 항의 의미는 다음과 같다.

- $\Delta p(h', r')$  단위 날개면적  $dS' = dh' dr'$ 에서의 압력차이
- $h'$  임의의 helical coordinate
- $\beta' = \tan^{-1}(U/r'w)$  로 계산되는 fluid reference surface에 대한 피치각
- $\gamma_0 = wt$ , z축과 blade reference line과의 각
- $x, r, \gamma$  field point에서의 축방향, 반경방향, 접선방향 좌표성분
- $x', r', \gamma'$  날개 표면에서의 축방향, 반경방향, 접선방향 좌표성분
- $\psi' = \gamma' - \gamma_0$ , blade reference line과 날개 표면 임의의 위치의 지점 사이의 각

이때 식 (A-10)에서 유체에 작용하는 힘은 날개 요소에 작용하는 힘과 부호는 반대이고 크기는 동일하다. 최종적으로 구하고자 하는 것은 날개로 인한 압력의 변화이기 때문에 식 (A-10)을 아래와 같이 정리하면 연속방정식을 포함하는 식 (A-16)과 같은 형태의 식으로 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 & \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\partial}{\partial t} u'_a - U \frac{\partial}{\partial x} u'_a + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'_l}{\partial x} = \frac{F'_a}{\rho} \right) \\
 & + \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{\partial}{\partial t} u'_r - U \frac{\partial}{\partial x} u'_r + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'_l}{\partial r} = 0 \right) \\
 & + \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{1}{r} \left( \frac{\partial}{\partial t} u'_r - U \frac{\partial}{\partial x} u'_r + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'_l}{\partial r} = 0 \right) \right) \\
 & + \frac{1}{r} \left( \frac{\partial}{\partial \gamma} \left( \frac{\partial}{\partial t} u'_t - U \frac{\partial}{\partial x} u'_t + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p'_l}{\partial \gamma} = \frac{F'_t}{\rho} \right) \right) \\
 \Rightarrow & \left( \frac{\partial}{\partial t} - U \frac{\partial}{\partial x} \right) \left( \frac{\partial}{\partial x} u'_a + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \gamma} u'_t + \frac{\partial}{\partial r} u'_r + \frac{u'_r}{r} \right) + \frac{1}{\rho} \nabla^2 p'_l \\
 & = \frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial}{\partial x} F'_a + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \gamma} F'_t \right)
 \end{aligned} \tag{A-16}$$

식 A-16에서 연속방정식을 포함하는 항을 삭제하고, 식 (A-14)를 대입하여 정리하면 아래와 같은 inhomogeneous Poisson equation을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \nabla^2 p'_l = & \\ & - \frac{\Delta p(h', r')}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \delta(x-x') \delta(\gamma-\gamma') \cos\beta' - \frac{\delta(x-x')}{r} \frac{\partial}{\partial \gamma} \delta(\gamma-\gamma') \sin\beta' \right\} \delta(r-r') dS \end{aligned} \quad (\text{A-17})$$

이때 원통형 좌표계에서 Laplacian operator는 다음과 같다.

$$\nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2}{\partial \gamma^2}$$

경계가 없는 영역에서  $\nabla^2 p'_l = G(x, r, \gamma)$ 의 형태를 갖는 Poisson equation의 해는 아래와 같이 strength가  $G(x, r, \gamma)$ 인 음원에 대한 체적적분(volume integral)의 형태를 갖는다. 이때  $R$ 은 원통형 좌표계에서 날개면상의 임의의 위치에서 field point와의 거리를 의미한다.

$$\begin{aligned} p'_l(x, r, \gamma) = & \quad (\text{A-18}) \\ & - \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} dx'' \int_0^{\infty} dr'' r'' \int_0^{2\pi} \frac{G(x, r, \gamma) d\gamma''}{R(x, r, \gamma, x'', r'', \gamma'')} \end{aligned}$$

$$R(x, r, \gamma, x'', r'', \gamma'') = \sqrt{(x-x'')^2 + r^2 + r''^2 - 2rr'' \cos(\gamma-\gamma'')}$$

여기서  $G(x, r, \gamma)$ 는 식 A-17의 오른쪽 항으로 주어진다. 이때  $\delta$ -function에 대한 적분이 수행되어야 하며, 적분 절차는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} p'_l(x, r, \gamma) = & - \frac{\Delta p(h', r') dS}{4\pi} \times \quad (\text{A-19}) \\ & \int_0^{2\pi} \int_0^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \delta(r''-r') \delta(\gamma''-\gamma') \cos\beta' \frac{d}{dx''} \delta(x''-x') \frac{1}{R} \\ & + \frac{\delta(x''-x')}{r''} \delta(r''-r') \sin\beta' \frac{d}{d\gamma''} \delta(\gamma''-\gamma') \frac{1}{R} dx'' dr'' d\gamma'' \end{aligned}$$

식 (A-19)의 적분 계산시 식 (A-12)와  $\psi' = \gamma' - \gamma_0$ 의 관계를 적용시키면

최종적으로 날개의 하중에 의한 압력장을 계산할 수 있는 식 (A-20)을 얻을 수 있다.

$$p'_l(x, r, \gamma) = -\frac{1}{4\pi} \Delta p(h', r') dS' \left\{ \cos\beta' \frac{\partial}{\partial x'} - \frac{\sin\beta'}{r'} \frac{\partial}{\partial \psi'} \right\} \frac{1}{R} \Big|_{\psi' = \frac{\omega}{U} x'} \quad (\text{A-20})$$

여기서  $R = \sqrt{(x-x')^2 + r^2 + r'^2 - 2rr' \cos(\gamma - \gamma_0 - \psi')}$ 이며, 날개 표면의 임의의 위치  $(x', r', \gamma')$ 와 유체장 내의 임의의 위치  $(x, r, \gamma)$  사이의 거리를 원통형 좌표계로 나타낸 것이다. 식 (A-20)은 축방향과 접선방향으로 분포하면서 fluid helical surface와 수직의 관계인 음원의 축(source axis)을 갖는 dipole 음원의 분포로 해석할 수 있으며, 이때 dipole 음원의 세기는  $\Delta p dS'$ 이다. 즉 날개면에 수직한 방향으로 압력면과 흡입면과의 압력차와 날개의 면적에 비례한다는 것을 알 수 있다.

수중에서의 프로펠러는 compact source로 해석할 수 있으며, 본 논문에서는 식 (A-20)에 근거하여 그림 A-6과 같이 날개의 nose-tail line( $h'$ )에 수직인 축(axis)을 갖는 dipole 음원으로 하중소음의 소음원을 모델링하였다.

### Dipole

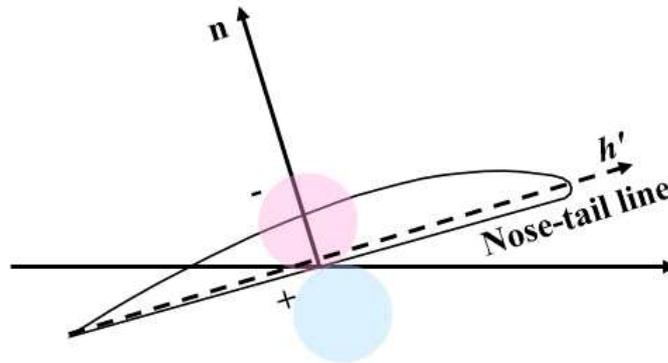


그림 A-6. 프로펠러 날개단면의 nose-tail line( $h'$ )상에 분포하는 dipole로 표현되는 하중소음에 대한 모식도.

## 부록 B. 날개 두께소음으로 인한 압력장

### B.1 임의의 얇은 대칭 날개단면에 대한 속도 포텐셜

날개의 두께로 인한 효과는 특이점의 분포(distribution of singularities)로 설명이 가능하다. 날개의 관심 있는 특정 단면에 대한 두께의 효과를 특이점으로 표현하기 위해서 우선 음원을 균일 유동장에 그림 B-1과 같이 위치시킨다고 가정한다.

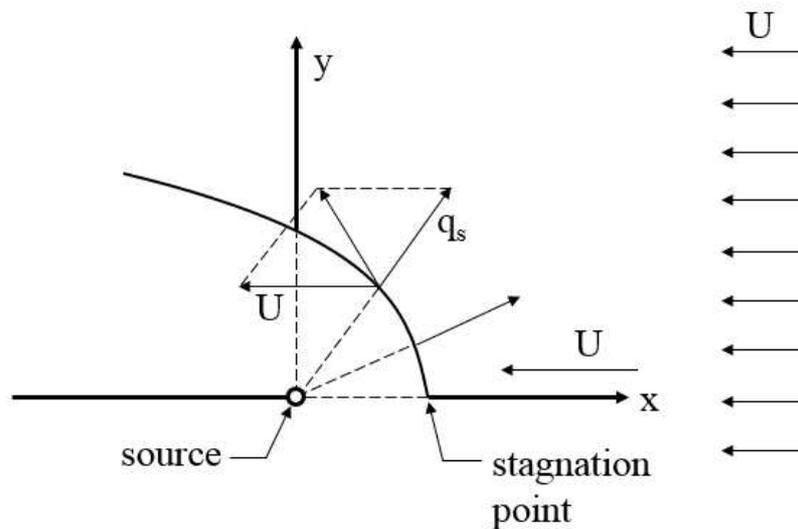


그림 B-1. 균일유동장에서의 음원(source)(from ref.[16]).

$y=0$ 인  $x$ 축 위의 특정위치에서  $x$ 방향 유동 성분은 유속  $-U$ 에 의해 결정되며, 정체점(stagnation point)에서 서로 같은 크기로 균형을 이루게 된다. 유체 입자들은 음원과 유체장의 합성속도(resultant velocity) 방향으로 유선(streamline)을 형성하면서 흐르게 된다. 이때 유선은 정체점을 기준으로  $y$ 축에 대칭으로 분리가 되고, 음원으로부터 발산하는 유체의 흐름을 외부 유체장으로 부터 분리시키게 된다.

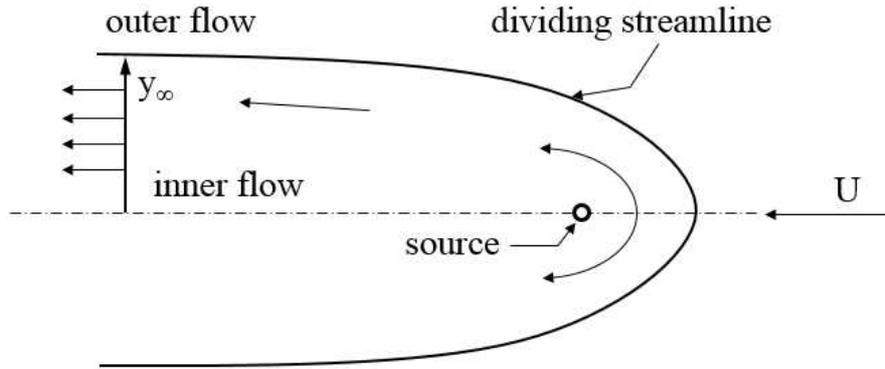


그림 B-2. 음원으로 인해 분리되는 유선으로 생성되는 내부 및 외부 유동(from ref.[16]).

그림 B-2의 dividing streamline을 계산하기 위해 속도 포텐셜 함수(velocity potential function)와 직교의 관계를 갖는 유선함수(stream function)  $\psi$ 를 도입한다. 음원으로 인한 유선은 그림 B-3과 같이 반경방향의 선들로 표현된다.

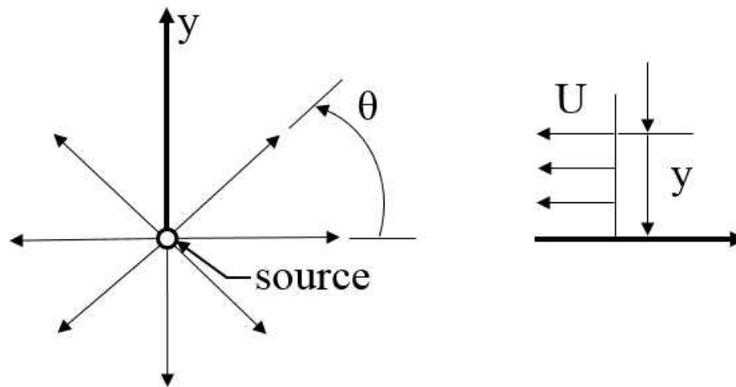


그림 B-3. 음원으로 인해 생성되는 유선(좌)과 균일 유동장(우)(from ref.[16]).

이때, 음원을 기준으로  $x$ 축과  $\theta$ 의 각도를 갖는 영역으로의 단위시간당 유체의 흐름은 식 (B-1)과 같이 표현할 수 있다.

$$\psi_s = M \frac{\theta}{2\pi} = \frac{M}{2\pi} \tan^{-1} \left( \frac{y}{x} \right) \quad (\text{B-1})$$

반경방향 속도(radial velocity)와 접선방향 속도(tangential velocity)는 포텐셜

함수와 직교성에 의해 식 (B-2)와 같이 정의할 수 있다.

$$u_r = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \psi_s = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( M \frac{\theta}{2\pi} \right) = \frac{M}{2\pi r} \quad (\text{B-2})$$

$$u_t = \frac{\partial}{\partial r} \psi_s = \frac{\partial}{\partial r} \left( M \frac{\theta}{2\pi} \right) = 0$$

이때, 자유흐름(free stream)의 경우  $x$ 축에 대해 단위시간당 유체의 흐름은 그림 B-2에 의해 식 (B-3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\psi_{fs} = -Uy = -Ursin\theta \quad (\text{B-3})$$

따라서 최종 유선함수는 식 (B-4)와 같이 음원으로 인한 유체 이동량과 자유흐름에 의한 유체 이동량의 합으로 표현할 수 있으며, 날개의 두께로 표현될 수 있는 **dividing streamline**에서는 이들 간의 합은 0이 된다.

$$\psi = \psi_s + \psi_{fs} (= 0 \text{ on the dividing streamline}) \quad (\text{B-4})$$

식 (B-1)과 식 (B-3)을 식 (B-4)에 대입하면 **dividing streamline**에서 아래와 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{M}{2\pi} \tan^{-1}\left(\frac{y}{x}\right) - Uy = 0 \quad (\text{B-5})$$

그런데, 위 식 (B-5)는 수치적으로 풀어야 하므로 그림 B-4와 같이 세 점의 위치를 찾아 유선을 개략적으로 그릴 수 있다. 식 (B-5)의  $x$  방향 성분은 속도 포텐셜  $\phi$ 의  $x$ 에 대한 편미분으로 얻을 수 있는데, 속도 포텐셜과 유선함수는 직교성이 존재하기 때문에 유선함수를 이용하여  $x$  방향 속도성분과  $y$  방향 속도성분은 각각  $\partial\psi/\partial y$ ,  $\partial\psi/\partial x$ 로 나타낼 수 있다. 이때 그림 B-4에서 정체점은  $x$ 방향 속도성분이 0인 위치이므로, 아래와 같이 첫 번째 점의 위치를 알아낼 수 있다. 이때 정체점의  $x$ 방향 위치인  $x_s$ 는  $y=0$ 인 축에 대해 대칭이므로 식 (B-6)에 의해  $y$ 축 상에 위치한다.

$$\begin{aligned}
u = \frac{\partial\psi}{\partial y} &= \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{M}{2\pi} \tan^{-1} \frac{y}{x} - Uy \right) = 0 & \text{(B-6)} \\
\Rightarrow \frac{M}{2\pi} \frac{x}{x^2 + y^2} - U &= 0 \leftarrow (y = 0) \\
\Rightarrow x = x_s &= \frac{M}{2\pi U}
\end{aligned}$$

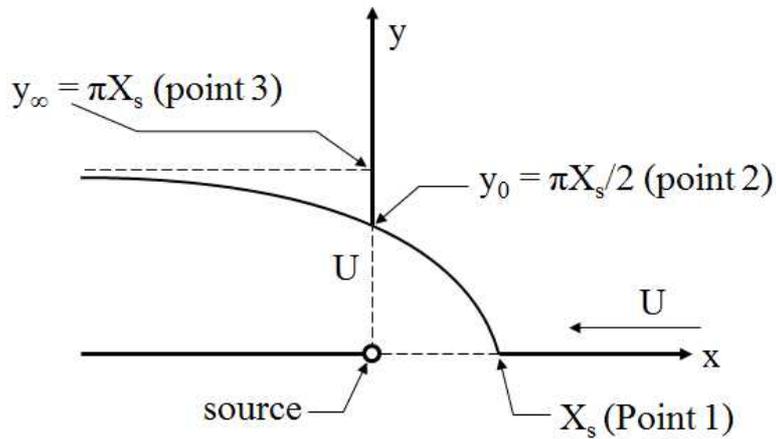


그림 B-4. Rankine half-body에서의 유선(하부는  $y=0$ 의 축을 기준으로 대칭되는 형상임)(modified from ref.[16]).

두 번째 점은 그림 B-4와 같이 유선과  $y$ 축이 만나는 점이다. 이 점은  $x=0$ 이고  $\theta = \tan^{-1}(y/x) = \pi/2$ 인 곳이다. 식 (B-5)를 이용하고 첫 번째 점의 위치를 이용해 나타내면 아래와 같이 두 번째 점의 위치를 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
\frac{M}{2\pi} \tan^{-1} \left( \frac{y}{x} \right) - Uy &= 0 & \text{(B-7)} \\
\Rightarrow \frac{M}{2\pi} \frac{\pi}{2} - Uy &= 0 \\
\Rightarrow y_0 &= \frac{M}{4U} = \frac{\pi}{2} x_s
\end{aligned}$$

세 번째 점은 그림 B-4에서와 같이 유선의  $y$  좌표가 수렴하는 위치이다. 식 (B-5)를 이용하면 아래와 같이 쉽게 구할 수 있다.

$$\tan^{-1}\left(\frac{y}{x}\right) \rightarrow \pi \text{ or } y_{\infty} = \frac{M}{2U} = \pi x_s \text{ or } \frac{y_{\infty}}{x_s} = \pi \quad (\text{B-8})$$

따라서 closed Rankine oval은 균일 유동장에서 source와 이와 동일한 sink의 조합으로 생성된다는 것을 알 수 있으며, 이로 인해 날개의 두께로 표현되는 영역과 유체장 외부로 구분 짓게 된다.

날개와 평행한 균일 유체장 내에서 얇은 대칭 날개(thin symmetrical hydrofoil)가 있다고 가정하고, 이 주위의 유동장을 계산하기 위해 특이점 분포로 인한 속도 포텐셜을 유도하면 다음과 같다.

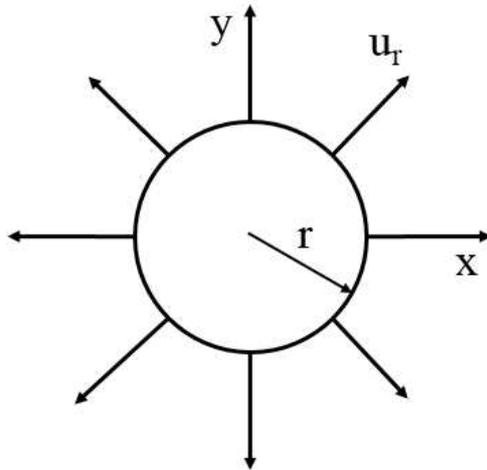


그림 B-5. Source로 인한 유동장(from ref.[16]).

$(x, y)$ 의 2차원 공간상에서 반경  $r$ 방향 속도를  $u_r$ 이라 하면, 그림 B-5와 같이 source를 기준으로 원형의 형태로 퍼져나가는 유체의 유량은 아래와 같이 식 (B-9)로 표현할 수 있다. 이때 2차원의 공간에서  $M$ 의 단위는 square unit / sec 로 단위시간당 유량을 의미한다.

$$2\pi u_r = M \text{ or } u_r = \frac{M}{2\pi r} \quad (\text{B-9})$$

유체장은 와류(vorticity)가 존재하지 않는다는 가정 하에 속도 포텐셜  $\phi_s$ 과의 관계를 식 (B-10)과 같이 표현할 수 있으며, 적분과정을 통해 식 (B-11)을 얻을 수 있다.

$$\frac{\partial \phi_s}{\partial r} = u_r = \frac{M}{2\pi r} = \frac{d\phi}{dr} \quad (\text{B-10})$$

$$\phi_s = \frac{M}{2\pi} \ln r + \text{constant} \quad (\text{B-11})$$

이때 유도된 속도 포텐셜은 연속방정식을 만족하며, 증명은 생략하기로 한다. 음원의 임의의 위치에 있을 때, 즉  $x=x', y=y'$ 일 때 속도 포텐셜은 식 (B-12)와 같이 쓸 수 있다.

$$\phi_s = \frac{M}{2\pi} \ln \sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2} \quad (\text{B-12})$$

따라서  $x$ 축을 따라 분포한 source들의 분포는  $M = m(x')dx$  (이때  $m(x')$ 은 length / sec. 의 단위를 갖는다)라 놓으면 그림 B-6에 따라 식 (B-13)과 같은 적분식으로 표현할 수 있다.

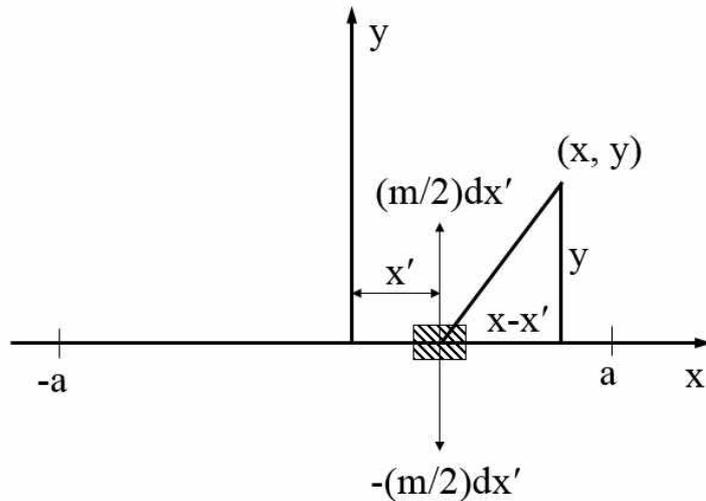


그림 B-6.  $x$  축을 따라 분포하는 source의 영역(from ref.[16]).

$$\phi_s = \frac{1}{2\pi} \int_{-a}^a m(x') \ln \sqrt{(x-x')^2 + y^2} dx' \quad (\text{B-13})$$

이때  $y = \pm \tau(x)$ 로 주어진 형상에 대한 2차원 공간에서의 운동학적 경계조건(kinematic boundary condition)은 식 (B-14)와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \phi}{\partial y} &= \left( \frac{\partial}{\partial t} + (u - U) \frac{\partial}{\partial x} \right) \tau & (\text{B-14}) \\ \Rightarrow \left( \frac{\partial \phi}{\partial x} - U \right) \frac{\partial \tau}{\partial x} &\leftarrow \text{at completely fixed surface } \frac{\partial \tau}{\partial t} = 0 \\ \Rightarrow -U\tau' &\leftarrow \tau' = \frac{\partial \tau}{\partial x}, \quad \frac{\partial \phi}{\partial x} \ll U \end{aligned}$$

여기서  $u = \frac{\partial \phi}{\partial x}$ 는 양끝에서를 제외하면  $U$ 보다 작으므로 계산의 복잡성을 피하기 위해 무시하며, 식 (B-13)과 식 (B-14)를 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \phi}{\partial y} &= \frac{1}{2\pi} \int_{-a}^a m(x') \frac{\partial}{\partial y} (\ln \sqrt{(x-x')^2 + y^2}) dx' & (\text{B-15}) \\ &= \frac{y}{2\pi} \int_{-a}^a \frac{m(x')}{(x-x')^2 + y^2} dx' \Big|_{y=\tau(x)} = -U\tau' \quad \text{at } |x| < a \end{aligned}$$

그런데 만약 날개의 두께가 매우 얇다고 가정하면,  $y = \tau(x)$ 에서 source에 의해 생성되는  $y$ 방향 속도는  $y = 0$ 에서의 값과 매우 유사하다고 할 수 있다. 이때  $P$ 가  $y = 0$ 에 접근한다고 가정하면 식 (B-15)의 값이 발산하게 되므로 변수의 치환을 통한 방법을 이용한다.

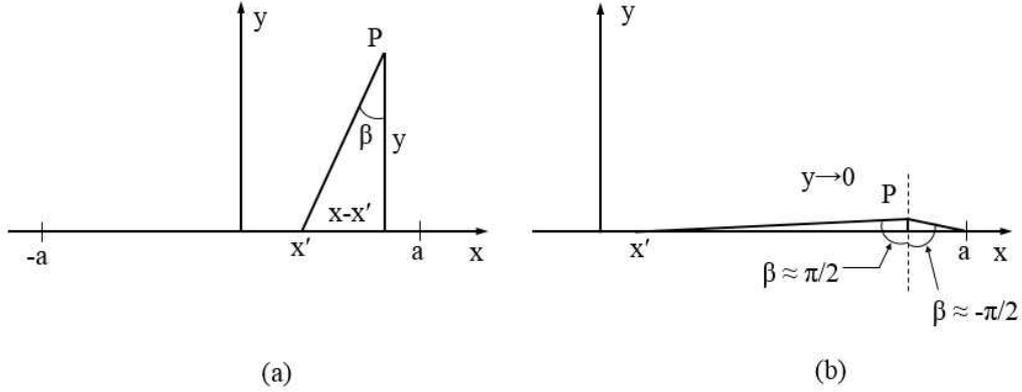


그림 B-7. 두께가 매우 얇은 날개에 대한 변수치환 과정(modified from ref.[16]).

그림 B-7.(a)와 같이 field point  $P$ 가 위치하고 있는 경우 다음과 같은 변수간의 관계가 성립한다.

$$x - x' = y \tan \beta \quad (\text{B-16})$$

$$dx' = -y \sec^2 \beta d\beta$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{x - x'}{y}$$

위 관계를 식 (B-15)에 대입하면 다음과 같이  $\beta$ 에 대한 적분식으로 변환할 수 있다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial y} = -\frac{y}{2\pi} \int_{\tan^{-1} \frac{x+a}{y}}^{\tan^{-1} \frac{x-a}{y}} \frac{m(x - y \tan \beta) y \sec^2 \beta}{y^2 \tan^2 \beta} d\beta \quad (\text{B-17})$$

이때 앞에서의 가정에 의해 그림 B-7.(b)와 같이  $P$ 가  $y$ 축으로 접근 한다고 가정하면 식 (B-17)의 적분구간은 각각  $\pi/2, -\pi/2$  으로 변경되며,  $m(x - y \tan \beta) \rightarrow m(x)$ 으로 쓸 수 있다. 이럴 경우 피적분항의  $\beta$ 는 모두 삭제되어 아래와 같이 간단히 정리된다.

$$\lim_{y \rightarrow 0^+} \frac{\partial \phi}{\partial y} = -\frac{m(x)}{2\pi} \int_{\pi/2}^{-\pi/2} d\beta = \frac{m(x)}{2} \quad (\text{B-18})$$

$$\frac{m(x)}{2} = -U\tau'(x) \quad (\text{B-19})$$

따라서 식 (B-13)에 식 (B-19)의 관계를 적용하면 임의의 얇은 대칭 날개면(thin symmetrical hydrofoil section)에 대한 포텐셜을 다음과 같이 근사화하여 표현할 수 있다.

$$\phi_s = \frac{U}{\pi} \int_{-a}^a \tau'(x') \ln \sqrt{(x-x')^2 + y^2} dx' \quad (\text{B-20})$$

## B.2 날개 두께소음으로 인한 압력장

날개두께로 인한 선형화된 압력을 유도하기 위해서 두께로 인한 날개에 수직인 힘이 존재하지 않는다는 가정( $\Delta p = 0$ )하에 식 (A-10)의 관계를 이용한다. 이때 연속방정식은 음원의 분포를 반영해야 한다. 분포된 음원의 세기는 연속방정식의 오른쪽 항으로 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} u'_a + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \gamma} u'_t + \frac{\partial}{\partial r} u'_r + \frac{u'_r}{r} \\ = m(x', r') dS \frac{\delta(x-x')}{r} \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma') \end{aligned} \quad (\text{B-21})$$

식 (B-21)을 식 (A-16)에 대입하고, 두께소음의 경우 날개면에 수직인 힘이 존재하지 않기 때문에  $F'_a = F'_t = 0$  이라 놓으면 식 (B-22)와 같이 정리할 수 있다.

$$\nabla^2 p'_l = -\rho m(x', r') dS \left( \frac{\partial}{\partial t} - U \frac{\partial}{\partial x} \right) \frac{\delta(x-x')}{r} \delta(r-r') \delta(\gamma-\gamma_0-\psi') \quad (\text{B-22})$$

이때 blade reference line과 z축과의 각도  $\gamma_0$ 가 시간  $t$ 에 따라 변한다고 한다면,  $\gamma_0(t) = \omega t$ 라 할 수 있고 식 (B-23)과 같이 시간에 대한 미분을 공간에 대한 미분으로 변환할 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \delta(\gamma - \gamma_0 - \psi') = -\omega \frac{\partial}{\partial \gamma} \delta(\gamma - \gamma_0 - \psi') \quad (\text{B-23})$$

하중소음과 동일하게 원통형 좌표계에서의 Poisson equation의 해(식 A-18)를 이용하여 체적에 대한 적분을 수행하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} p'_\tau(x, r, \gamma) &= \frac{\rho m(x', r') dS}{4\pi} \times & (\text{B-24}) \\ &\int_0^{2\pi} \int_0^\infty \int_{-\infty}^\infty -\omega \delta(x'' - x') \delta(r'' - r') \frac{d}{d\gamma''} \delta(\gamma'' - \gamma_0' - \psi') \frac{1}{R} \\ &\quad - U \delta(r'' - r') \delta(\gamma'' - \gamma_0' - \psi') \frac{d}{dx''} \delta(x'' - x') \frac{1}{R} dx'' dr'' d\gamma'' \\ &= \frac{\rho m(x', r') dS}{4\pi} \left\{ U \frac{\partial}{\partial x'} + \omega \frac{\partial}{\partial \gamma'} \right\} \frac{1}{R} \end{aligned}$$

이때 그림 B-8과 같이 정의되는 합성 유입류 속도(resultant velocity,  $V = \sqrt{U^2 + (r'\omega)^2}$ )에 의해 식 (B-25)와 같은 관계를 유도할 수 있다.  $\alpha'$ 은 날개의 특정 위치에서의 받음각(angle of attack)이며, 날개의 피치각( $\beta$ )과 유입류 속도( $V$ )에 의해 생성되는 각( $\mu$ )과의 차로 계산된다.

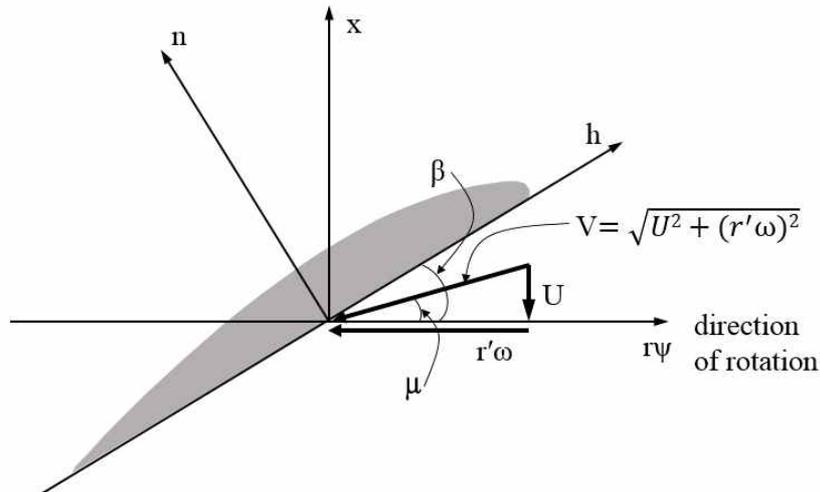


그림 B-8. 프로펠러 날개면에서의 합성 유입류 속도.

$$\alpha' = \beta' - \mu' \quad (\text{B-25})$$

$$\cos\mu' = \frac{r'\omega}{V}, \quad \sin\mu' = \frac{U}{V}$$

또한, source의 유량과 날개의 nose-tail line( $h'$ )에 따른 두께 분포( $\tau$ )의 변화율과 유입류 속도( $V$ )와의 관계를 나타낸 식 (B-21)에 의해  $m = -2V\frac{\partial\tau}{\partial h'}$  관계가 유도된다.

최종적으로 식 (B-24)에 위의 관계들을 적용하면 날개 두께로 인한 압력장을 식 (B-26)과 같이 유도할 수 있다.

$$p'_{\tau}(x,r,\gamma) = -\frac{2\rho}{4\pi} \frac{d\tau(h',r')}{dh'} V^2 \left( \sin\mu' \frac{\partial}{\partial x'} + \frac{\cos\mu'}{r'} \frac{\partial}{\partial \psi'} \right) \frac{1}{R} dS, \quad (\text{B-26})$$

식 (B-26)에 따르면, 날개의 두께로 인한 압력장은 nose-tail line( $h'$ )에 평행한 축을 갖는 dipole의 분포로 해석될 수 있으며, 이때 dipole 음원들의 세기는  $2\rho V^2(r')d\tau/dh'$ 으로 나타낼 수 있다. 이때  $\tau$ 는 날개의 절반의 두께를 나타내며,  $d\tau/dh'$ 는  $h'$ 에 따른 날개의 두께 변화를 나타내는데, 일반적인 프로펠러 날개의 경우 단면의 두께는 앞날(leading edge)에서 뒷날(trailing edge)로 가면서 증가하다가 감소하는 경향을 보인다. 따라서 날개의 중앙을 기준으로 서로 반대의 부호를 갖는 dipole의 분포로 해석될 수 있다.

수중에서 운행되는 프로펠러 소음의 경우 compact source로 해석될 수 있으므로, 서로 반대의 부호를 갖는 dipole의 연속층을 longitudinal quadrupole로 해석할 수 있으며, 본 연구에서는 프로펠러의 두께로 인한 소음을 그림 B-9와 같이 프로펠러의 nose-tail line( $h'$ )과 평행한 축을 갖는 longitudinal quadrupole로 모델링 하였다.

Longitudinal quadrupole

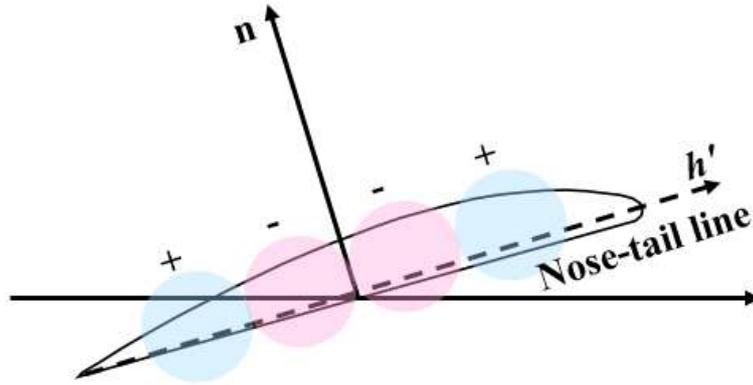


그림 B-9. 프로펠러 날개단면의 nose-tail line(h')상에 분포하는 longitudinal quadrupole로 표현되는 두께소음에 대한 모식도.

## 부록 C. 음향경계요소법

부록 C에서는 비공동 소음원으로 인한 복제음장 생성시 전달함수로 사용된 음향경계요소법에 관해 기술하였다. 기본적으로 식의 전개과정은 T. W. Wu[29]를 따랐으며, 이해를 돕기 위해 식의 전개과정에 필요한 배경이론과 생략된 경계 내부문제에 관한 유도과정을 보완하였다.

음향경계요소법(Boundary element method)은 경계면 적분을 통해 임의 위치에서 음장을 계산하는 수치적으로 계산하는 방법으로 오래전부터 널리 적용되어온 방법이다. 음향경계요소법은 음장해석에 있어 크게 두 가지 방법으로 구분된다. 첫 번째 방법은 전통적인 헬름홀츠 적분방정식을 기반으로 하는 직접 경계요소법(direct boundary element method)이 있으며, 관심영역의 위치에 따라 경계 내부문제(interior problem)와 외부문제(exterior problem)으로 구분된다. 직접 경계요소법 적용시 경계면은 중간에 불연속 부위가 없는 연속된 요소(continuous elements)이어야 한다. 또한, 내부문제의 경우 닫힌 경계면(bounded interior domain)에 대하여, 외부문제의 경우 열린 경계면(unbounded exterior domain)에 대하여 적분을 수행해야 한다. 또 다른 접근방법은 경계면 내부와 외부문제에 대하여 동시에 헬름홀츠 방정식을 계산하는 간접 경계요소법(indirect boundary method)가 있다. 간접경계요소법의 가장 주된 변수는 경계면의 가로지르는 면에 대한 압력차(pressure jump across the boundary)이다. 일반적으로 간접 경계요소법은 개구면(opening)이 있는 열린 외부 또는 내부경계면(unbounded interior / exterior domain)에 대해서도 적용이 가능한 반면, 직접 경계요소법에 비해 계산시간이 많이 소요되는 단점이 있다.

본 연구에서는 계산의 효율성을 위하여 직접 경계요소법을 이용하였으며, 터널 벽면에 의한 산란 효과를 반영하기 위하여 내부 문제에 관해 해를 적용하였다.

## C.1. 헬름홀츠 방정식 기본해

음향 경계요소법에 있어 선형화된 음향문제 해석에 대한 지배방정식은 헬름홀츠 방정식이다

$$\nabla^2 p + k^2 p = 0, \quad (\text{C-1})$$

여기서  $k$ 는 파수(wavenumber)이고,  $p$ 는 음압을 나타내며, 진폭과 위상정보를 갖는 복소수 형태로 표현된다. 헬름홀츠 방정식에 대한 기본해는 식 (C-2)와 같이 Dirac delta 함수를 이용하여 나타낼 수 있다.

$$\nabla^2 \psi + k^2 \psi = -\delta(Q-P), \quad (\text{C-2})$$

여기서  $\delta(Q-P)$ 는  $P$ 에서 특이점 형태의 음원을 갖는 Dirac delta 함수이며,  $\psi$ 는 점  $Q$ 에서 기본해이다. 식 (C-2)를  $P$ 를 중심으로 하는 구형 좌표계  $(r, \theta, \phi)$ 로 이용해서 타나내면 식 (C-3)과 같이 나타낼 수 있다. 이때  $P$ 를 제외한 영역에 대해서는 Dirac delta 함수 값이 0이므로 식 (C-3)의 오른쪽 항은 0의 값을 갖는다.

$$\frac{d^2 \psi}{dr^2} + \frac{2}{r} \frac{d\psi}{dr} + k^2 \psi = 0, \quad (\text{C-3})$$

여기서 식 (C-3)의 일반해는 아래와 같다.

$$\psi = A \frac{e^{-ikr}}{r} + B \frac{e^{ikr}}{r}, \quad (\text{C-4})$$

$A$ 와  $B$ 는 미지의 계수이며, 식 (C-4)의 첫 번째 항은 밖으로 향하는 음파(outgoing wave)를 두 번째 항은 내부로 향하는 음파(incoming wave)를 각각 나타낸다. 점  $P$ 에 음원이 있다고 가정하면, 밖으로 향하는 음파만 존재하므로  $B=0$ 으로 볼 수 있으며,  $P$ 를 둘러싸고 있는 미소의 구에 대한 부피  $\Omega_\epsilon$ 에 대해서 식 (C-2)를 적분하면 계수  $A$ 를 결정할 수 있다.

$$\lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{\Omega_\epsilon} (\nabla \cdot \nabla \psi + k^2 \psi) dV = - \lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{\Omega_\epsilon} (\delta(Q-P)) dV = -1, \quad (\text{C-5})$$

여기서  $\epsilon \rightarrow 0$ 일때  $dV$ 항이  $\psi$ 보다 더 빠르게 0으로 수렴하기 때문에 식(C-5)의  $k^2 \psi$ 항은 무시할 수 있다. 남아있는 항에 divergence theorem을 적용하여 체적적분(volume integral)식을 면적에 대한 적분(surface integral)식으로 나타내면 식(C-6)과 같다.

$$\lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{\partial \Omega_\epsilon} \frac{\partial \psi}{\partial n} dS = -1, \quad (\text{C-6})$$

여기서  $\partial \Omega_\epsilon$ 는 미소한 부피  $\Omega_\epsilon$ 를 갖는 구의 경계 표면이며,  $n$ 은 구 표면에서 바깥방향으로 향하는 단위법선(normal) 벡터이다. 여기서  $n$ 의 방향은 반경방향  $r$ 과 동일하기 때문에  $\psi$ 를  $r$ 에 관해 미분하고 미소 구의 표면에 대한 적분을 수행하면 최종적인 식 (C-7)의 기본해를 얻을 수 있다.

$$\psi = \frac{e^{-ikr}}{4\pi r}. \quad (\text{C-7})$$

## C.2. 내부 문제 경계 해석

경계 내부문제에 있어서 목적은 유한한 크기를 갖는 체적  $V$  내부에 대해 헬름홀츠 방정식의 해를 찾는 것이다. 헬름홀츠 방정식의 경계조건은 표 C-1과 같이 압력(pressure), 법선 속도(normal velocity) 및 임피던스(impedance) 경계조건으로 구분할 수 있으며 식 (C-8)과 같이 일반화된 식으로 표현할 수 있다.

$$\alpha p + \beta v_n = \gamma, \quad \text{on } S \quad (\text{C-8})$$

표 C-1. Boundary Conditions for Helmholtz Equation.

Boundary Condition	Physical Quantity	Mathematical Relation	General expression using Eq. (C-7)
Dirichlet	Sound pressure ( $p_e$ )	$p = p_e$	$p = \frac{\gamma - \beta v_n}{\alpha}$ , $\alpha = 1, \beta = 0$
Neumann	Normal velocity ( $v_n$ )	$\frac{\partial p}{\partial n} = -i\omega\rho v_n$	$v_n = \frac{\gamma - \alpha p}{\beta}$ , $\alpha = 0, \beta = 1$
Robin	Acoustic impedance ( $Z_a$ )	$\frac{\partial p}{\partial n} = -i\omega\rho \frac{1}{Z_a} p$	$\frac{p}{v_n} = -\frac{\beta}{\alpha} + \frac{\gamma}{\alpha v_n}$ , $\alpha = -1, \gamma = 0$

여기서  $v_n$ 은 입자의 법선속도이며,  $\alpha, \beta, \gamma$ 은 사용자가 설정하는 상수이다. 경계조건에 따라 표 C-1과 같이  $\alpha, \beta, \gamma$ 의 값을 적절히 이용하여 원하는 조건을 적용할 수 있다.

경계에 대한 적분 방정식을 유도하기 위하여 Green의 2차 등치식(Green's second identity)을  $p$ 와  $\psi$ 에 적용해야 한다. 우선 일반해  $\psi$ 와 관련 있는 특이점  $P$ 가 관심 음향영역(acoustic domain)  $V$  내부에 있다고 가정한다. 이때  $\psi$ 가  $P$ 에서 singular 이므로 특이점  $P$ 를 둘러싼 미소 체적  $V_\epsilon$ 는 그림 (C-1)과 같이 관심영역  $V$ 로부터 제외한다.

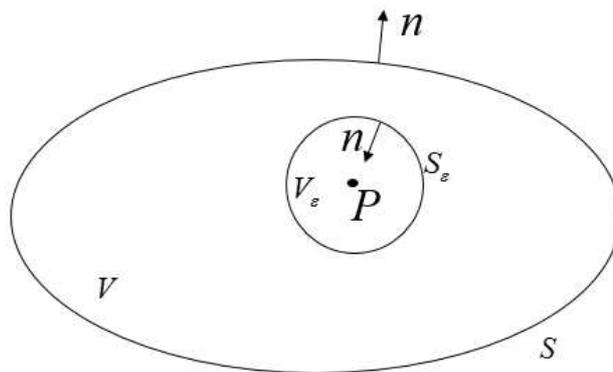


그림 C-1. 경계 내부 관심 음향영역에서 제외된 P(from ref.[28]).

Green의 2차 등치식을 적용하여 체적에 대한 적분을 면적에 대한 적분으로 변환하면 식 (C-8)과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\int_{V-V_\epsilon} (\psi \nabla^2 p - p \nabla^2 \psi) dV = \int_{S+S_\epsilon} \left( \psi \frac{\partial p}{\partial n} - p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (\text{C-9})$$

여기서 법선벡터  $n$ 은 관심음향영역의 외부를 가리키고 있으며,  $S_\epsilon$ 는  $P$ 를 둘러싼 미소체적  $V_\epsilon$ 의 표면을 나타낸다. 그림 C-1에서 보는 바와 같이 표면  $S$ 에서의 법선벡터는 관심영역 외부를 향하고 있는 반면,  $S_\epsilon$ 에서는  $P$ 를 향하고 있다. 이때 특이점  $P$ 가 관심영역에서 제외되었기 때문에 식 (C-2)에 의해  $\nabla^2 p = -k^2 p$  그리고  $\nabla^2 \psi = -k^2 \psi$ 의 관계를 얻을 수 있으며, 식 (C-9)의 왼쪽 항은 0을 만족하게 된다. 오른쪽 항은 두 개의 서로 다른 경계면에 대한 적분 식으로 나타낼 수 있으며, 특이점  $P$ 를 둘러싼 미소 표면에 대한 적분은 아래와 같이 정리할 수 있다. 우선  $r \rightarrow 0$ 일 경우  $\psi$ 이  $r^{-1}$ 의 차수를 갖고 무한대로 커지는 것보다  $dS$ 가  $r^2$ 의 차수를 갖고 0으로 수렴하는 것이 더 빠르므로 식 (C-10)의 관계를 유도할 수 있다.

$$\lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{S_\epsilon} \psi \frac{\partial p}{\partial n} dS = 0, \quad (\text{C-10})$$

또한  $\psi = \frac{1}{4\pi r} e^{-ikr}$ 를  $r$ 에 대하여 편미분을 취한 후 구형 좌표계에 대하여 적분을 수행하고  $r \rightarrow 0$ 을 취할 경우 1의 값을 얻을 수 있으므로 식 (C-11)과 같이 적분식을 단순화 할 수 있다. 이때 미소 면적에 대한 법선방향이 반대방향을 고려해야 한다.

$$\lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{S_\epsilon} p \frac{\partial \psi}{\partial n} dS = p(P) \lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{S_\epsilon} \frac{\partial \psi}{\partial n} dS = p(P), \quad (\text{C-11})$$

따라서 식(C-10)과 (C-11)을 이용하여 정리하면 식(C-9)는 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$p(P) = \int_S \left( \psi \frac{\partial p}{\partial n} - p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (\text{C-12})$$

$\rho$ 를 유체의 평균밀도라 할 때, 음압의 법선방향의 미분과 입자의 법선방향 속도는  $\frac{\partial p}{\partial n} = -i\rho\omega v_n$ 의 관계가 존재하므로 식 (C-12)를 정리하면 다음과 같다.

$$p(P) = - \int_S \left( i\rho v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (\text{C-13})$$

식 (C-13)은 음압 관심영역 내부에 위치한 임의의 점  $P$ 에서의 음압  $p$ 는 경계에 대한 적분을 통해 계산할 수 있음을 의미한다. 이것이 경계요소법의 핵심이며, 적분 수행시 오직 경계에서의 값만이 해를 얻는데 필요함을 알 수 있다. 특이점  $P$ 가 경계면에 존재하지 않기 때문에 식(C-13)은 nonsingular 문제이다. 그러나 식 (C-13)은  $p$ 와  $v_n$ 에 대하여 동시에 경계조건이 주어지지 않기 때문에 아직 경계요소법에 적용하기는 부적합하다.

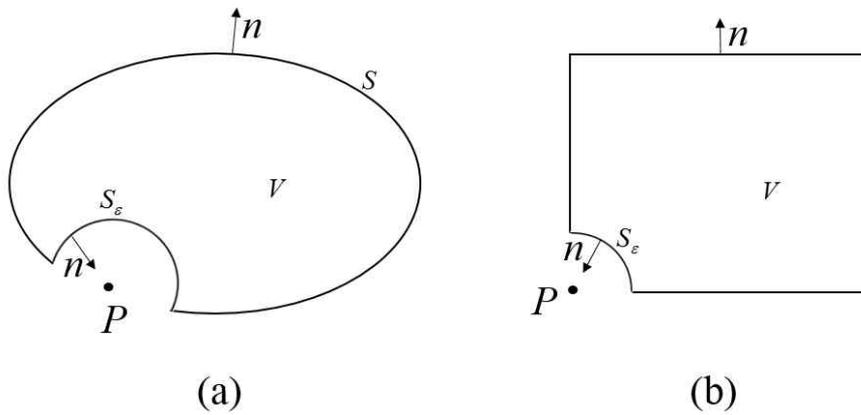


그림 C-2. 관심 음향영역에서 제외된 P((a) 부드러운 경계면에 P가 위치한 경우, (b) 꼭짓점에 P에 위치한 경우)(from ref.[28]).

이를 해결하기 위해서  $P$ 를 경계면에 위치시키는 collocation 기법이 적용된다. 그림 C-2와 같이 경계면  $S_\epsilon$ 를 갖는 미소 체적의 구가 경계면에 위치한 경우에도 관심영역에서 제외되게 된다. 이때 미소 체적은 더 이상 완전한 구형태가 아니다. 곡률이 미미한 경계면에 대해서는 반구(hemisphere)의

형태를 하고 있으며, 꼭짓점에 위치한 경우는 그림 C-2.(b)와 같이 구의 일부만을 갖는 형상을 가질 것이다. 이러한 경우 식 (C-11)은 다른 형태로 표현되게 된다. 만약  $P$ 가 곡률이 미미한 경계면에 위치한 경우(그림 C-2.(a))  $S_\epsilon$ 는 반구 형태의 표면적을 가지므로 식 (C-11)에서 오른쪽 항은  $p(P)/2$ 가 된다. 따라서 이 경우 식 (C-13)은 아래와 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\frac{1}{2}p(P) = - \int_S \left( i\rho v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (C-14)$$

여기서  $p(P)$ 의 계수는 1/2가 되고 이는 즉  $P$ 에서 미소체적에 대한 입체각(solid angle)에 해당된다고 할 수 있다.

$P$ 가 곡률이 미미한 경계가 아니라, 꼭짓점과 같은 표면에 위치한 경우  $p(P)$ 의 계수는 1/2가 아닐 수 있다. 이 계수를  $C^0(P)$ 라 할 때 경계면에 대한 적분방정식은 다음과 같이 일반화하여 기술할 수 있다.

$$C^0(P)p(P) = - \int_S \left( i\rho v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (C-15)$$

여기서 계수  $C^0(P)$ 는 식 (C-11) 유도절차에 따라 다음과 같이 정의된다.

$$C^0(P) = \lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{S_\epsilon} \frac{\partial \psi}{\partial n} dS, \quad (C-16)$$

그러나 식 (C-16)은 미소 표면에 대해 수치적으로 적분을 수행하기에 적합하지 않다. 따라서 수치적으로 적분이 수행 가능한 형태로의 변환 과정이 필요하다.

$$\lim_{r \rightarrow 0} \psi = \lim_{r \rightarrow 0} \frac{e^{-ikr}}{4\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \frac{1}{4\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \psi_L, \quad (C-17)$$

여기서  $\psi_L = 1/4\pi r$ 는 Laplace 방정식의 기본해의 형태를 갖는다. 유사하게

$$\lim_{r \rightarrow 0} \frac{\partial \psi}{\partial n} = \lim_{r \rightarrow 0} (-1 - ikr) \frac{e^{-ikr}}{4\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left( -\frac{1}{4\pi r^2} \right) = \lim_{r \rightarrow 0} \frac{\partial \psi_L}{\partial n}, \quad (C-18)$$

즉, 식 (C-13)은 아래와 같이 Laplace 방정식의 기본해에 대한 식으로 표현할 수 있다.

$$C^0(P) = \lim_{\epsilon \rightarrow 0} \int_{S_\epsilon} \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS, \quad (\text{C-19})$$

아직까지 (C-18)은 미소 표면에 대한 적분식의 형태를 갖고 있다. 동일한 영역을 차지하고 있는  $V$ 에 대해 imaginary Laplace 문제  $\nabla^2 \phi = 0$ 를 적용한 후 Green의 2차 등치식을 적용하면 식 (C-9)과 유사한 식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$0 = \int_{S+S_\epsilon} \left( \psi_L \frac{\partial \phi}{\partial n} - \phi \frac{\partial \psi_L}{\partial n} \right) dS. \quad (\text{C-20})$$

여기서 Laplace 방정식은  $\phi = 1$ 의 특이해(particular solution)를 가지므로 식 (C-20)은 다음과 같이 미소면적에 대한 적분이 아닌 형태로 바뀌 쓸 수 있다.

$$0 = \int_{S+S_\epsilon} \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS \quad \text{or} \quad \int_{S_\epsilon} \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS = - \int_S \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS. \quad (\text{C-21})$$

따라서  $p(P)$ 의 계수는 최종적으로 아래와 같이 표면  $S$ 에 대해 수치적분이 가능한 형태로 나타낼 수 있다.

$$C^0(P) = - \int_S \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS, \quad (\text{C-22})$$

결론적으로 경계 내부 문제에 대한 표면적분 방정식은 다음과 같은 형태의 식으로 표현된다.

$$C^0(P)p(P) = - \int_S \left( i\rho v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (\text{C-23})$$

경계요소법 적용에 있어 중요한 문제점중 하나는 해의 비유일성(non-uniqueness)이며, 이것은 경계 적분방정식의 수식화 과정에서 발생하는 문제이며 물리적인 의미가 없는 수치적인 문제이다. 본 연구에서는

CHIEF(combined Helmholtz integral equation formulation) 방법을 도입하여 해의 비유일성 문제를 해결하였다.

### C.3. 외부 문제 경계 해석

본 연구에서는 내부 문제에 관해서만 해를 구하기 때문에 외부 문제 경계 해석에 대한 표면적분 방정식 유도과정은 상세히 다루지 않았다.

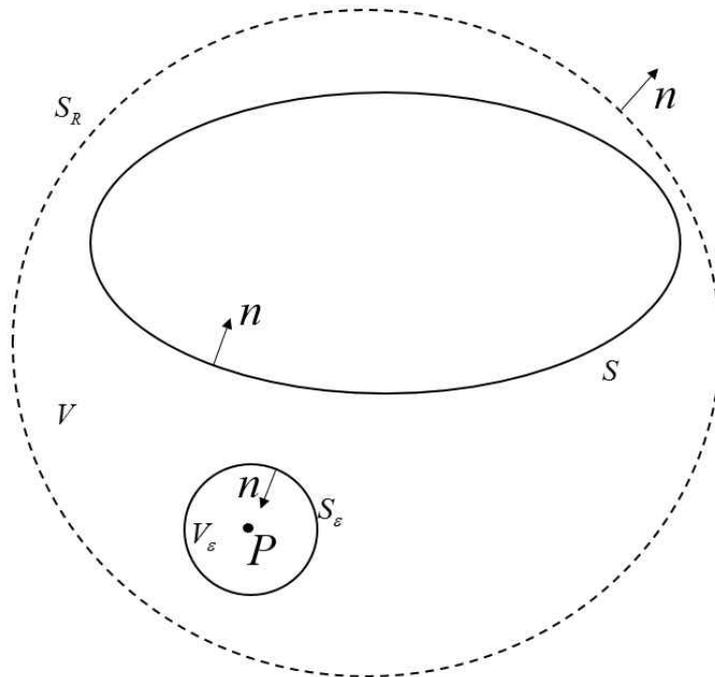


그림 C-3. 경계 외부 관심 음향영역에서 제외된 P(from ref.[28]).

외부 문제에 대한 적분방정식을 유도하는 과정은 내부 문제에 대한 과정과 동일하나 다만, 경계에서의 법선벡터 방향이 그림 C-3과 같이 모두 내부로 향한다는 점과 관심영역 내에 위치한 임의의  $P$ 에서의 음장  $p(P)$ 의 계수  $C(P)$ 가 내부 문제에서의 계수  $C^0(P)$ 와 아래의 관계를 갖는다는 점만 고려하면 된다.

$$C(P) + C^0(P) = 1, \quad (C-24)$$

$$C(P) = 1 - \int_S \frac{\partial \psi_L}{\partial n} dS \quad (C-25)$$

따라서 외부 문제에 대한 최종 적분식은 아래와 같이 정리된다.

$$C(P)p(P) = - \int_S \left( i\rho\omega v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS \quad (C-26)$$

#### C.4. 산란문제 해석

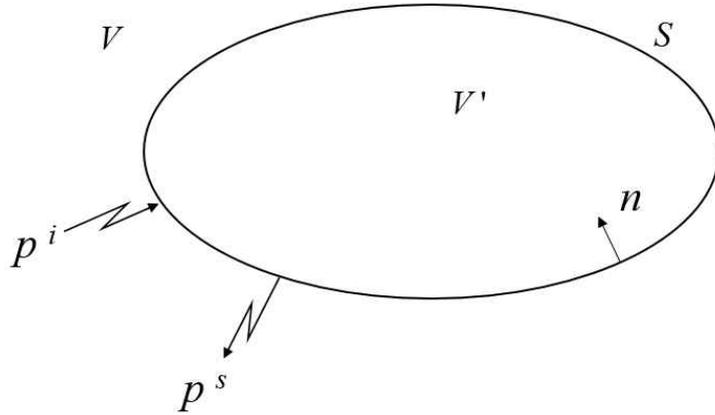


그림 C-4. 경계면 표면에서의 산란 문제(from ref.[28]).

그림 C-4는 입사파  $p^i$ 가 경계가 존재하지 않는 영역  $V$ 에서 어떠한 물체  $V'$ 에 부딪치는 전형적인 산란의 형태를 보여준다. 산란파를  $p^s$ 라 하면 총 음압  $p^{total}$ 은 아래와 같이 두 가지 음장의 합으로 나타낸다.

$$p^{total} = p^i + p^s. \quad (C-27)$$

이때 입사파를 구형파(spherical wave)라 하면 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$p^i = A \frac{e^{-ikR}}{R}, \quad (C-28)$$

여기서 상수  $A$ 는 점음원(point source)의 세기를 나타내며,  $R$ 은 음원과의 거리를 나타낸다. 식 (C-27)에서 입사파와 산란파는 모두 헬름홀츠 방정식을 만족하며, 산란파  $p^s$ 는 쏘머펠트 방사조건(Sommerfeld radiation condition)을 충족해야 한다.

적분식을 유도하기 위하여 내부문제에 대해 헬름홀츠 적분 방정식 식 (C-23)을 내부 영역에서의 산란파  $p_s$ 에 적용시키면 다음과 같다.

$$C^0(P)p^s(P) = - \int_S \left( i\rho\omega v_n^s \psi + p^s \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (C-29)$$

이때 쏘머펠트 방사조건에 구애받지 않는 입사파  $p^i$ 를 외부문제에 대해 적용하면 아래와 같은 식을 얻을 수 있다. 이때 내부문제에 관해 풀고자 하므로 오른쪽 항에 부호는 양(+)의 부호를 갖게 된다.

$$C(P)p^i(P) = \int_S \left( i\rho\omega v_n^i \psi + p^i \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS, \quad (C-30)$$

식 (C-29)에서 (C-30)을 뺀 후 식 (C-24)의 관계를 적용하여 정리하면 입사파  $p^i$ 에 의한 산란이 고려된 경계 내부에 대한 적분 방정식을 최종적으로 식 (C-31)과 같이 구할 수 있다.

$$C^0(P)p(P) = - \int_S \left( i\rho\omega v_n \psi + p \frac{\partial \psi}{\partial n} \right) dS + p^i(P) \quad (C-31)$$

# **A study on propeller noise source localization and hull pressure estimation using matched field processing technique**

**Dongho Kim**

## **Abstract**

In this paper, two types of propeller noise are analyzed with matched field processing technique which has been widely used in underwater acoustics.

At first, fluctuating pressure of propeller non-cavitating noise is analyzed. Marine propeller is the dominant exciter of the hull surface above it causing high level of noise and vibration in the ship structure. Recent successful developments have led to non-cavitating propeller designs and thus present focus is the non-cavitating characteristics of propeller such as hydrodynamic noise and its induced hull excitation. In this paper, analytic source model of propeller non-cavitating noise, described by longitudinal quadrupoles and dipoles, is suggested based on the propeller hydrodynamics. To find the source unknown parameters, the multi-parameter inversion technique is adopted using the pressure data obtained from the model scale experiment and pressure field replicas calculated by boundary element method. The inversion results shows that the proposed source model is appropriate in modeling non-cavitating propeller noise. The result

of this study can be utilized in the prediction of propeller non-cavitating noise and hull excitation at various stages in design and analysis.

Next, localization of incipient TVC (tip vortex cavitation) is performed with broadband matched field processing technique. TVC is one of the main contribution factor of ship's broadband radiated noise. In this paper, an algorithm for the source localization of incipient vortex cavitation is suggested. Incipient cavitation is modeled with monopole type source, and incoherent broadband matched-field inversion method is applied to find the optimum source position by comparing the spatial correlation between measured pressure fields and simulated replica pressure fields at the position of receiver array. The accuracy of source localization is improved by broadband matched-field inversion technique that produces correlation by averaging correlations of individual tonal frequencies incoherently. Suggested localization algorithm is verified with known virtual source and model test is performed in Samsung ship model basin cavitation tunnel. Consequently, it is found that suggested localization algorithm enables efficient localization of incipient cavitation using a few pressure data measured on the outer hull above the propeller and practically applicable to the typically performed model scale experiment in a cavitation tunnel at the early design stage.

keywords: Propeller non-cavitating noise, Loading noise, Thickness noise, Propeller tip vortex cavitation, matched field inversion method, Source localization

student number: 2011-30802