



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2023년12월27일
(11) 등록번호 10-2616901
(24) 등록일자 2023년12월18일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G06F 30/15 (2020.01) G06F 111/04 (2020.01)
(52) CPC특허분류
G06F 30/15 (2020.01)
G06F 2111/04 (2020.01)
(21) 출원번호 10-2023-0017644
(22) 출원일자 2023년02월09일
심사청구일자 2023년02월09일
(30) 우선권주장
202210879045.5 2022년07월25일 중국(CN)
(56) 선행기술조사문헌
CN106043738 A
CN114186351 A
Wensheng Zhu et al. Layout Optimization for Blended Wing Body Aircraft Structure. 2019.

(73) 특허권자
노스웨스턴 폴리테크니컬 유니버시티
중국, 산시 710072 시안, 웨스트 요우이 로드 넘버 127
(72) 발명자
천 슈성
중국, 710072, 산시 시안, 웨스트 요우이 로드 127
평 총
중국, 710072, 산시 시안, 웨스트 요우이 로드 127
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
이정현

전체 청구항 수 : 총 7 항

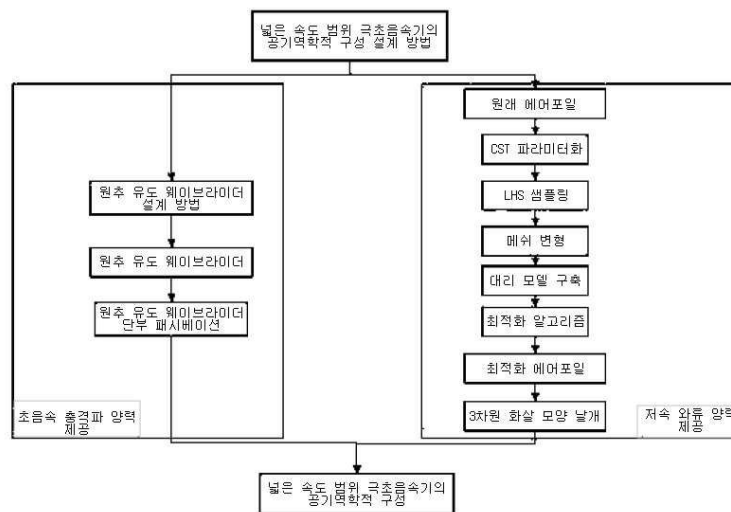
심사관 : 김호진

(54) 발명의 명칭 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 방법 및 시스템

(57) 요약

본 발명은 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 방법 및 시스템을 개시하였다. 먼저 구축된 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지를 용적을 증가시키는 방법으로 패시베이션한 후, 공기역학적 최적화 방법을 이용하여 넓은 속도 범위의 극초음속기의 에어포일을 최적화하고, 항공기가 초음속으로 비행할 것을 고려하여, 설정된 초음속 및 아음속 순항 상태에서 원래 에어포일에 대해 다목적 최적화를 수행하며, 획득된 최적 에어포일의 하표면은 이중 S자형 특성을 가져, 아음속 하에서 에어포일 리딩 에지 및 트레일링 에지에서 하중 및 균형 모멘트를 형성하고, 초음속 하에서 전후방 충격파를 형성하여 하표면 압력 세기를 증가하는 데 사용할 수 있다. 마지막으로, 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 최적 에어포일 모델링 기반의 날개를 결합하여 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득한다.

대표도 - 도2



(72) 발명자

리 명

중국, 710072, 산시 시안, 웨스트 요우이 로드 127

양 화

중국, 710072, 산시 시안, 웨스트 요우이 로드 127

가오 정홍

중국, 710072, 산시 시안, 웨스트 요우이 로드 127

명세서

청구범위

청구항 1

넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법에 있어서,

이하의 단계,

단계 1: 넓은 속도 범위의 극초음속기의 원추 유도 웨이브라이더를 구축하는 단계; 상기 원추 유도 웨이브라이더를 구축하는 방법은 아래와 같이,

S11: 원추 유도 웨이브라이더의 상부 에지 라인과 원추 충격파 유동장을 포함하는 원추 유도 웨이브라이더의 기본 파라미터를 설정하는 단계;

S12: 상부 에지 라인을 원추 충격파 유동장의 축방향을 따라 원추 충격파 유동장의 원추면 상에 투영시켜, 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인을 획득하는 단계 - 상기 리딩 에지 라인 표현식은 하기와 같고:

$$R = L * \tan \theta$$

$$x = \sqrt{(z^2 + y^2) / R^2 * L^2}$$

여기에서, R은 원추 충격파 유동장의 바닥부 원 반경이고, L은 원추 충격파 유동장의 유동장 길이이고, θ 는 원추 충격파 유동장의 반원추각이고, x는 리딩 에지 라인의 x 좌표이고, y, z는 각각 리딩 에지 라인의 y 좌표 및 z 좌표임 - ;

S13: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인을 기반으로 유선 추적법을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더의 하표면을 획득하는 단계;

S14: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인을 기반으로 자유흐름면법을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더의 상표면을 획득하는 단계;

S15: 단계 S13에서 획득한 하표면 및 단계 S14에서 획득한 상표면을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 단계;

단계 2: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지를 패시베이션하여, 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 단계;

단계 3: 설정한 원래 에어포일을 파라미터화하여, 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하고, 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 초음속 순항 상태와 아음속 순항 상태에서의 원래 에어포일의 양항비를 최적화 목표로 삼아, 대리 모델을 최적화하여 최적 에어포일을 획득하는 단계

- 설정한 원래 에어포일을 CST 방법으로 파라미터화하며, 획득한 파라미터화된 에어포일의 표현식은 하기와 같고,

$$\xi = C_{N1}^{N2}(\psi) * S(\psi), 0 \leq \psi \leq 1$$

여기에서, ψ 은 파라미터화 에어포일의 x 좌표이고, ξ 는 파라미터화 에어포일의 y 좌표이고, $C_{N1}^{N2}(\psi)$ 은 클래스 함수이고, N1, N2는 함수 클래스 파라미터이고, $S(\psi)$ 는 형상 함수임 - ; 및

단계 4: 최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개를 구축하고, 3차원 날개를 단계 2에서 획득한 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 결합하여, 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 단계 2에서 용적을 증가하는 패시베이션 방법을 채택해 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지에 대해 패시베이션 처리를 수행하는 것을 특징으로 하는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 단계 3에서 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하는 방법은 하기와 같이,

파라미터화 에어포일을 샘플링하여 대리 모델 샘플 포인트를 획득하고, 메쉬 변형 방법을 이용하여 대리 모델 샘플 포인트에 대해 원래 에어포일의 공기역학적 계산 메쉬를 기반으로 메쉬를 재구성하고, 재구성 메쉬를 수치적으로 시뮬레이션하여 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 획득하는 것을 특징으로 하는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 단계 3에서 LHS 방법을 채택해 파라미터화 에어포일을 샘플링하는 것을 특징으로 하는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법.

청구항 5

제3항에 있어서,

상기 단계 3에서 상기 메쉬 변형 방법은 TFI 보간법 또는 RBF 보간법인 것을 특징으로 하는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법.

청구항 6

제1항에 있어서,

상기 단계 3에서 다목적 최적화 알고리즘으로 대리 모델을 최적화하여, 최대 아음속 양항비의 에어포일을 최적 에어포일로 획득하는 것을 특징으로 하는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법.

청구항 7

제1항의 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 방법에 사용되는 시스템에 있어서,

넓은 속도 범위 극초음속기의 원추 유도 웨이브라이더를 구축하는 데 사용되는 웨이브라이더 모듈;

웨이브라이더 모듈에 의해 출력되는 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지에 대해 패시베이션 처리를 수행하여, 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 데 사용되는 리딩 에지 패시베이션 모듈;

설정된 원래 에어포일을 파라미터화하여, 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하고, 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 초음속 순항 상태와 아음속 순항 상태에서의 원래 에어포일의 양항비를 최적화 목표로 삼아, 대리 모델을 최적화하여 최적 에어포일을 획득하는 데 사용되는 에어포일 최적화 모듈; 및

최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개를 구축하고, 3차원 날개를 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 결합하여, 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득하는 데 사용되는 결합 모듈;을 포함하는 것을 특징으로 하는 시스템.

발명의 설명

기술 분야

본 발명은 항공기 공기역학적 구성 분야에 관한 것으로, 보다 상세하게는 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역

[0001]

학적 구성 설계 방법 및 시스템에 관한 것이다.

배경 기술

- [0002] 넓은 속도 범위의 항공기는 수평 활주로 이착륙과 극초음속 순항 능력을 갖춘 신규한 항공기다. 종래의 항공기와 비교할 때 넓은 속도 범위의 항공기는 순항 속도와 비행 고도가 더 높고, 재사용 가능한 특성이 있어, 항공 우주 분야에서 빠르게 연구 핵심이 되고 있다.
- [0003] 넓은 속도 범위의 항공기는 많은 장점이 있지만 이를 위해서는 넓은 속도 범위의 항공기가 넓은 속도 범위 및 전방위적인 공기역학적 성능을 갖추어야 한다. 그러나 항공기 구성의 설계에서 아음속 상태 공기역학적 성능과 초음속 상태 공기역학적 성능의 최적화는 종종 모순되며, 이는 항공기가 서로 다른 상태에서 최적의 공기역학적 성능을 고려하기 어렵게 만든다. 종래 항공기의 넓은 속도 범위 구성 연구는 웨이브라이더 구성을 확장할 뿐, 아음속, 천음속, 초음속 상태에서의 공기역학적 특성을 동시에 고려하지 않았기 때문에, 해당하는 넓은 속도 범위 구성 설계는 21세기 항공 우주 분야의 최전선 연구 핵심이 되었으며, 이는 넓은 속도 범위 항공기 엔지니어링 연구에서 돌파구가 필요한 핵심 기술 중 하나이다.

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0004] 본 발명은 종래 기술에 존재하는 문제점을 해결하기 위해, 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 방법 및 시스템을 제공한다. 상기 방법은 저속 와류 양력과 초음속 충격파 양력을 종합적으로 활용하여, 아음속에서는 높은 받음각에서 후퇴익의 예리한 리딩 에지에 의해 말려 올라가는 와류를 이용하여 공기역학적 성능을 향상시키고, 초음속에서는 원추 유도 웨이브라이더 리딩 에지 및 넓은 속도 범위 날개를 이용하여 공기역학적 특성을 향상시키며, 아음속 높은 받음각의 후퇴익 예리한 리딩 에지에 의해 여기된 와류는 초음속 예리한 리딩 에지에 의해 여기된 충격파와 기하학적으로 결합되어, 넓은 속도 범위의 극초음속기가 다양한 음속 상태에서 최적의 공기역학적 성능을 갖도록 만든다.

과제의 해결 수단

- [0005] 본 발명은 하기의 기술적 해결방안을 통해 구현된다.
- [0006] 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법에 있어서,
- [0007] 단계 1: 넓은 속도 범위의 극초음속기의 원추 유도 웨이브라이더를 구축하는 단계;
- [0008] 단계 2: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지를 패시베이션하여, 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 단계;
- [0009] 단계 3: 설정한 원래 에어포일을 파라미터화하여, 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하고, 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 초음속 순항 상태와 아음속 순항 상태에서의 원래 에어포일의 양항비를 최적화 목표로 삼아, 대리 모델을 최적화하여 최적 에어포일을 획득하는 단계; 및
- [0010] 단계 4: 최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개를 구축하고, 3차원 날개를 단계 2에서 획득한 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 결합하여, 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득하는 단계를 포함한다.
- [0011] 바람직하게는, 단계 1에서 상기 원추 유도 웨이브라이더의 구축 방법은,
- [0012] S11: 원추 유도 웨이브라이더의 상부 에지 라인과 원추 충격파 유동장을 포함하는 원추 유도 웨이브라이더의 기본 파라미터를 설정하는 단계;
- [0013] S12: 상부 에지 라인을 원추 충격파 유동장의 축방향을 따라 원추 충격파 유동장의 원추면 상에 투영시켜, 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인을 획득하는 단계;
- [0014] S13: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인을 기반으로 유선 추적법을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더의 하표면을 획득하는 단계;
- [0015] S14: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인을 기반으로 자유흐름면법을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더의

상표면을 획득하는 단계; 및

[0016] S15: 단계 S13에서 획득한 하표면 및 단계 S14에서 획득한 상표면을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 단계를 포함한다.

[0017] 바람직하게는, 단계 S12에서 리딩 에지 라인 표현식은 하기와 같다.

$$R = L * \tan \theta$$

$$x = \sqrt{(z^2 + y^2) / R^2 * L^2}$$

[0018]

[0019] 여기에서, R은 원추 충격파 유동장의 바닥부 원 반경이고, L은 원추 충격파 유동장의 유동장 길이이고, θ 는 원추 충격파 유동장의 반원추각이고, x는 리딩 에지 라인의 x 좌표이고, y, z는 각각 리딩 에지 라인의 y 좌표 및 z 좌표이다.

[0020] 바람직하게는, 단계 2에서 용적을 증가하는 패시베이션 방법을 채택해 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지에 대해 패시베이션 처리를 수행한다.

[0021] 바람직하게는, 단계 3에서 설정한 원래 에어포일을 CST 방법으로 파라미터화하며, 획득한 파라미터화된 에어포일의 표현식은 하기와 같다.

$$\xi = C_{N1}^{N2}(\psi) * S(\psi), 0 \leq \psi \leq 1$$

[0022]

[0023] 여기에서, ψ 은 파라미터화 에어포일의 x 좌표이고, ξ 는 파라미터화 에어포일의 y 좌표이고, $C_{N1}^{N2}(\psi)$ 은 클래스 함수이고, N1, N2는 함수 클래스 파라미터이고, $S(\psi)$ 는 형상 함수이다.

[0024] 바람직하게는, 단계 3에서 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하는 방법은 하기와 같다.

[0025] 파라미터화 에어포일을 샘플링하여 대리 모델 샘플 포인트를 획득하고, 메쉬 변형 방법을 이용하여 대리 모델 샘플 포인트에 대해 원래 에어포일의 공기역학적 계산 메쉬를 기반으로 메쉬를 재구성하고, 재구성 메쉬를 수치적으로 시뮬레이션하여 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 획득한다.

[0026] 바람직하게는, 단계 3에서 LHS 방법을 채택해 파라미터화 에어포일을 샘플링한다.

[0027] 바람직하게는, 단계 3에서 상기 메쉬 변형 방법은 TFI 보간법 또는 RBF 보간법이다.

[0028] 바람직하게는, 단계 3에서 다목적 최적화 알고리즘으로 대리 모델을 최적화하여, 최대 아음속 양항비의 에어포일을 최적 에어포일로 획득한다.

[0029] 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 방법의 시스템은,

[0030] 넓은 속도 범위 극초음속기의 원추 유도 웨이브라이더를 구축하는 데 사용되는 웨이브라이더 모듈;

[0031] 웨이브라이더 모듈에 의해 출력되는 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지에 대해 패시베이션 처리를 수행하여, 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 데 사용되는 리딩 에지 패시베이션 모듈;

[0032] 설정한 원래 에어포일을 파라미터화하여, 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하고, 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 초음속 순항 상태와 아음속 순항 상태에서의 원래 에어포일의 양항비를 최적화 목표로 삼아, 대리 모델을 최적화하여 최적 에어포일을 획득하는 데 사용되는 에어포일 최적화 모듈; 및

[0033] 최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개를 구축하고, 3차원 날개를 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 결합하여, 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득하는 데 사용되는 결합 모듈을 포함한다.

발명의 효과

[0034] 종래 기술과 비교할 때, 본 발명은 하기의 유익한 기술적 효과를 갖는다.

[0035] 본 발명에서 제공하는 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 방법은, 먼저 구축된 원추 유도 웨이

브라이더의 리딩 에지를 용적을 증가시키는 방법으로 패시베이션한 후, 공기역학적 최적화 방법을 이용하여 넓은 속도 범위 극초음속기의 원래 에어포일을 최적화하고, 항공기가 초음속으로 비행할 것을 고려하여, 최적화 과정에서 먼저 설정된 초음속 및 아음속 순항 상태에서 원래 에어포일에 대해 다목적 최적화를 수행하며, 에어포일의 하표면이 이중 S자형 특성을 갖도록 하여, 아음속 하에서 에어포일의 리딩 에지 및 트레일링 에지가 하중 및 균형 모멘트를 형성하도록 만들고, 초음속 하에서 전후방 충격파를 형성하여 하표면 압력 세기를 증가시킨다. 마지막으로, 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 최적 에어포일 모델링 기반의 날개를 결합하여 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득한다.

[0036] 더 나아가, 상기 넓은 속도 범위 극초음속기는 아음속 하의 큰 받음각 와류 양력 및 초음속 상태 하의 웨이브라이딩 양력을 종합적으로 활용할 수 있다. 아음속 하의 큰 받음각 상태 하에서, 넓은 속도 범위 극초음속기의 양력 계수가 크게 상승한다. 이는 넓은 속도 범위 극초음속기의 큰 화살표 모양의 후퇴익 리딩 에지가 아음속 하에서 위로 회전하는 와류를 생성하고, 날개 리딩 에지에 저압 영역이 생성되기 때문이다. 초음속 상태 하에서는 충격파에 의해 유입유량이 증가하고, 넓은 속도 범위 극초음속기 하표면에 고압 영역이 생성되어 양항비를 증가시킨다.

도면의 간단한 설명

- [0037] 도 1은 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기의 구조도이다.
- 여기에서, a는 넓은 속도 범위 극초음속기의 정면도이고, b는 넓은 속도 범위 극초음속기의 측면도이고, c는 넓은 속도 범위 극초음속기의 평면도이다.
- 도 2는 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기 공기역학적 구성의 설계 흐름도이다.
- 도 3은 본 발명에 따른 원추 유도 웨이브라이더의 설계도이다.
- 도 4는 본 발명에 따른 원추 유도 웨이브라이더 리딩 에지 패시베이션의 모식도이다.
- 여기에서 a는 원추 유도 웨이브라이더 리딩 에지 패시베이션 측면도이고, b는 원추 유도 웨이브라이더 리딩 에지 패시베이션 정면도이다.
- 도 5는 본 발명에 따른 에어포일 최적화 Pareto 솔루션 세트 및 부분 최적화 에어포일이다.
- 도 6은 본 발명에 따른 원래 에어포일과 선택된 최적화 에어포일의 비교도이다.
- 도면에서 실선은 최적 에어포일이고, 점선은 원래 에어포일이다.
- 도 7은 $Ma4/4^\circ$ 상태 하에서 본 발명에 따른 최적 에어포일의 초음속 압력 세기 네포그램이다.
- 도 8은 $Ma0.8/1.5^\circ$ 상태 하에서 본 발명에 따른 최적 에어포일의 아음속 압력 세기 네포그램이다.
- 도 9는 상이한 받음각 하에서 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기의 가변 마하수 양력 계수의 선도이다.
- 도 10은 상이한 받음각 하에서 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기의 가변 마하수 항력 계수의 선도이다.
- 도 11은 상이한 받음각 하에서 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기의 가변 마하수 양항비의 선도이다.
- 도 12는 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기 $Ma0.8 / 4^\circ$ 받음각 압력 세기 네포그램이다.
- 도 13은 본 발명에 따른 넓은 속도 범위 극초음속기 $Ma4 / 4^\circ$ 받음각 압력 세기 네포그램이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0038] 이하에서는 첨부 도면을 참조하여 본 발명을 보다 상세하게 설명하며, 상기 내용은 본 발명을 해석하기 위한 것으로, 한정하는 것이 아니다.
- [0039] 도 2를 참조하며, 넓은 속도 범위의 극초음속기 공기역학적 구성 설계 방법은 하기 단계를 포함한다.
- [0040] 단계 1: 원추 유도 웨이브라이더 설계 이론을 기반으로 항공기의 원추 유도 웨이브라이더를 구축한다. 구체적으로 하기 단계를 포함한다.
- [0041] S11: 원추 유도 웨이브라이더의 기본 파라미터를 설정하며, 여기에는 원추 유도 웨이브라이더의 상부 에지

라인, 원추 충격과 유동장 및 원추 유도 웨이브라이더의 설계 마하수가 포함된다.

[0042] 상기 상부 예지 라인은 2차 함수로 기술되고, 상기 원추 충격과 유동장의 반원추각은 θ 이고, 원추 충격과 유동장의 유동장 길이는 L 이고, 초음속 상태에서 넓은 속도 범위 극초음속기의 이상적인 순항 속도를 기반으로 원추 유도 웨이브라이더의 설계 마하수를 결정한다.

[0043] 도 3을 참조하면, 상부 예지 라인은 곡선 fg 이고, 원추 충격과 유동장의 유동장 길이는 AB 이고, 본 실시예에서 마하수는 $Ma=4$ 이고, 원추 유도 웨이브라이더는 넓은 속도 범위 극초음속기 길이의 $1/3$ 을 차지한다. 넓은 속도 범위 극초음속기 용적을 고려하지 않는 경우, 반원추각이 12° 일 때, 원추 유도 웨이브라이더 성능이 가장 바람직하다.

[0044] S12: 상부 예지 라인을 원추 충격과 유동장의 축방향을 따라 원추 충격과 유동장의 원추면 상에 투영하여, 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 예지 라인을 획득한다. 도 3에 도시된 바와 같이, 리딩 예지 라인은 e 포인트에서 g 포인트 사이의 곡선이며, 하기에서는 eg 를 이용해 리딩 예지 라인을 나타낸다.

[0045] 원추 유도 웨이브라이더의 상부 예지 라인의 표현식은 하기와 같다.

$$z = -(Ay^2 + b)$$

[0046]

[0047] 여기에서 A , b 는 2차 곡선 파라미터이다.

[0048] 상부 예지 라인을 원추형 유동장에 투영하여 리딩 예지 라인을 획득하며, 이의 표현식은 하기와 같다.

$$R = L * \tan \theta$$

$$x = \sqrt{(z^2 + y^2) / R^2 * L^2}$$

[0049]

[0050] 여기에서, R 은 원추 충격과 유동장의 바닥부 원 반경이고, L 은 원추 충격과 유동장의 유동장 길이이고, θ 는 원추 충격과 유동장의 반원추각이고, x 는 리딩 예지 라인 eg 의 x 좌표이고, 리딩 예지 라인 eg 의 y , z 좌표는 상부 예지 라인 fg 의 y , z 좌표와 동일하다.

[0051] S13: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 예지 라인을 기반으로 유선 추적법을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더의 하표면을 획득한다.

[0052] S14: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 예지 라인을 기반으로 자유흐름면법을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더의 상표면을 획득한다.

[0053] S15: 원추 유도 웨이브라이더의 하표면과 상표면을 결합하여 원추 유도 웨이브라이더를 획득한다.

[0054] 넓은 속도 범위 극초음속기는 초음속 구간에서 원추 유도 웨이브라이더가 경사 충격파를 생성하여, 초음속 상태 하에서의 공기역학적 성능을 향상시킬 수 있다. 다음으로, 초음속 상태 하의 스크램제트 배치의 경우, 원추 유도 웨이브라이더는 기류에 대해 초기 압축을 거쳐 압력을 증가시키며, 이는 스크램제트 내부 및 외부 흐름의 통합 설계에 도움이 된다.

[0055] 단계 2: 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 예지를 패시베이션하여, 리딩 예지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더를 획득한다.

[0056] 엔지니어링 응용에서 극초음속 하의 공기역학적 열 보호 문제 및 기하학적 매끄러움 문제를 고려할 때, 원추 유도 웨이브라이더의 예리한 리딩 예지를 패시베이션해야 한다. 용적을 증가시키는 패시베이션 방법을 채택하여 리딩 예지를 패시베이션한다. 상기 패시베이션 방법은 원추 유도 웨이브라이더의 용적, 양력면과 유동장 구조에 미치는 영향이 비교적 적다.

[0057] 도 4는 원추 유도 웨이브라이더 리딩 예지 패시베이션 방안의 모식도이다. 원추 유도 웨이브라이더의 상표면을 위로 이동시키고, 원호 패시베이션 곡선 또는 Bezier 곡선 등을 이용하여 원추 유도 웨이브라이더 패시베이션 과정에서 발생하는 틈새를 차단하여 리딩 예지 패시베이션의 목적을 달성한다.

[0058] 단계 3: 설정한 원래 에어포일을 파라미터화하여, 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하고, 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 초음속 순항 상태와 아음속 순항 상태에서의 원래 에어포일의 양항비를 최적화 목표로 삼아, 대

리 모델을 최적화하여 최적 에어포일을 획득한다. 도 2를 참조하며, 구체적인 단계는 하기와 같다.

[0059] S3.1: 설정된 원래 에어포일을 CST(클래스 함수 \ 형상 함수 변환) 방법으로 파라미터화하여 파라미터화 에어포일을 획득하며, 파라미터화 에어포일의 표현식은 하기와 같다.

[0060]
$$\xi = C_{N1}^{N2}(\psi) \cdot S(\psi), 0 \leq \psi \leq 1$$

[0061] 여기에서, ψ 은 파라미터화 에어포일의 x 좌표이고, ξ 는 파라미터화 에어포일의 y 좌표이고, $C_{N1}^{N2}(\psi)$ 은 클래스 함수이고, $N1, N2$ 는 함수 클래스 파라미터이고, $S(\psi)$ 는 형상 함수이다. 클래스 함수는 파라미터화 표적의 기하학적 형상에 근접한 해석 함수이며, 상이한 클래스 함수를 선택하여 상이한 기하학적 토폴로지 구조를 설명할 수 있다. 형상 함수는 클래스 함수의 기하학적 형상을 추가로 조정하는 데 사용되는 선형 가중 Bernstein 다항식이며, CST 파라미터화 방법이 기하학적 변형 능력을 가지도록 하며, CST 방법을 통해 에어포일을 수학적 파라미터로 설명한다.

[0062] S3.2: 파라미터화 에어포일을 LHS로 샘플링하여 대리 모델 샘플 포인트를 획득하고, 메쉬 변형 방법을 이용하여 대리 모델 샘플 포인트에 대해 원래 에어포일의 공기역학적 계산 메쉬를 기반으로 메쉬를 재구성하고, 재구성 메쉬를 수치적으로 시뮬레이션하여 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 획득한다.

[0063] 상기 메쉬 변형 방법은 TFI 보간법 또는 RBF 보간법이며, 메쉬 생성 도구를 이용해 매크로 스크립트를 획득하여 메쉬 재구성을 수행할 수도 있다.

[0064] S3.3: 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 다목적 최적화 알고리즘으로 대리 모델을 최적화하여, 다목적 최적화 문제의 Pareto 솔루션 세트를 구하고, Pareto 솔루션 세트에서 최대 아음속 양향비의 에어포일을 선택하여 최적 에어포일로 사용한다.

[0065] 상기 대리 모델은 Kriging 모델이며, 상기 다목적 최적화 알고리즘은 NSGA2 또는 MOEAD 알고리즘이다.

[0066] 본 실시예에서, 원래 에어포일의 최적화 과정은 다음과 같다. Ma0.8/1.5° 및 Ma4/4° 상태 하의 원래 에어포일의 양향비에 대해 공동 최적화를 수행하며, 넓은 속도 범위 극초음속기가 초음속 비행을 수행해야 하는 점을 고려하여, 두께가 4%인 NASA_SC(2)_0404를 원래 에어포일로 선택하였으며, 제도된 Pareto 솔루션 및 부분 Pareto 솔루션 세트 중의 에어포일은 도 5에 도시된 바와 같다. Pareto 솔루션 중 최대 아음속 양향비의 에어포일을 넓은 속도 범위 극초음속기의 최적 에어포일로 선택하며, 상기 최적 에어포일과 원래 에어포일의 비교는 도 6에 도시된 바와 같다.

[0067] 단계 4: 최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개를 구축하고, 이와 단계 2에서 획득한 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더와 결합하여, 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득한다.

[0068] 큰 후퇴 연장익 아음속 큰 받음각이 항공기 상표면 와류를 유발할 수 있다는 사상을 바탕으로, 도 12 넓은 속도 범위 극초음속기 Ma0.8/4° 받음각 압력 세기 네포그램을 참조하면, 원추 유도 웨이브라이더의 상표면의 큰 후퇴는 와류를 유도하는 작용을 일으키고, 유선은 원추 유도 웨이브라이더를 거쳐 말리기 시작하며, 넓은 속도 범위 극초음속기 상표면 압력 세기를 감소시킨다. 다음으로, 후퇴 날개 리딩 에지 기류를 따라 상표면으로 말리며 음압 구배를 형성하며 2차 와류를 생성하고, 원추 유도 웨이브라이더 상표면 리딩 에지 압력 세기를 더욱 낮춰, 넓은 속도 범위 극초음속기의 양력을 높인다. Ma0.8/4° 받음각 하에서 원추 유도 웨이브라이더에 의해 유도된 와류와 큰 후퇴익에 의해 유도된 기류가 말리는 특징은 와류 특성으로 설명된다.

[0069] 상술한 유동장의 와류 특성을 보장하기 위해, 원추 유도 웨이브라이더와 날개의 결합 위치가 기하학적 구성 상에서 원활하게 결합되어야 한다. 도 1의 넓은 속도 범위 극초음속기의 세 시점에서의 평면도를 참조하면, 날개의 리딩 에지 곡선은 원추 유도 웨이브라이더 리딩 에지 라인과 평면도 평면 상에서 접한다. 즉, 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지 라인 끝점 각도는 리딩 에지 후퇴와 동일하므로, 최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개 모델을 구성하는 단계는 하기와 같다.

[0070] 원추 유도 웨이브라이더 리딩 에지 라인 끝점을 날개 원점으로 하고, 동체 박스 구간의 길이를 현의 길이 (5.79m)로 하여, 최적 에어포일을 날개 스위프 초기 곡선으로 확대한다. 트레일링 에지 후퇴 32° 방향(화살 모양 날개 전형적 범위 15° 내지 35°), 리딩 에지 후퇴 76.5° 방향을 따라, 원추 유도 웨이브라이더 상부 에지 라인 평면도 평면 상에서 접하며, 테이퍼 비율이 0.23(전형적 범위 0.3 미만)이 될 때까지 스위프가 수행되며,

이때 3차원 날개 구조를 획득하고, 동체 박스 구간은 필요에 따라 1차 연속 곡면으로 닫힌다.

- [0071] 시뮬레이션 검증
- [0072] 최적 에어포일 및 구축된 넓은 속도 범위 극초음속기에 대해 수치 시뮬레이션을 수행하였으며, 수치 시뮬레이션 결과는 하기와 같다.
- [0073] 1. 최적 에어포일의 수치 시뮬레이션
- [0074] 최적 에어포일에 대해 CFL3D의 수치 시뮬레이션을 수행하였으며, 시뮬레이션 조건은 천음속 Ma 0.8 받음각 1.5°, 초음속 Ma 4, 받음각 4이다.
- [0075] 천음속 조건 하에서, 최적 에어포일 수치 시뮬레이션의 압력 네포그램은 도 8에 도시된 바와 같이, 하표면 리딩 에지 첫 번째 "S"는 최적 에어포일 하표면이 리딩 에지 포인트 근처에서 오목하게 만들어 전방 하중을 형성한 후 양력을 증가시키고, 두 번째 "S"는 최적 에어포일 트레일링 에지 근처에 후방 하중을 형성한 후 마찬가지로 양력을 증가시킬 수 있다.
- [0076] 초음속 조건 하에서, 최적 에어포일의 수치 시뮬레이션의 압력 네포그램은 도 7에 도시된 바와 같이, 최적 에어포일 리딩 에지 반경 감소는 충격파 향력 감소에 도움이 되며, 동시에 하표면 이중 S자 굽힘 지점에 충격파 고압 영역이 생성되고, 최적 에어포일 트레일링 에지 상표면에 팽창 기류가 생성되어 양력이 향상되고 양항비가 더욱 높아진다.
- [0077] 2. 넓은 속도 범위 극초음속기의 수치 시뮬레이션
- [0078] 수치 시뮬레이션 소프트웨어 CFD++를 사용하여 수치 시뮬레이션 실험을 수행하였다. 수치 시뮬레이션 조건은 전형적인 넓은 속도 범위 항공기의 비행 범위이며, 수치 시뮬레이션 대기 환경은 0 내지 25km이고, 마하수 범위는 0.5 내지 7Ma이다.
- [0079] 넓은 속도 범위 극초음속기 수치 시뮬레이션을 통해 획득한 공기역학적 성능 곡선은 다음과 같다. 도 9는 상이한 받음각 하에서 넓은 속도 범위 극초음속기의 가변 마하수 양력 계수의 선도이고, 도 10은 상이한 받음각 하에서 넓은 속도 범위 극초음속기의 가변 마하수 향력 계수의 선도이고, 도 11은 상이한 받음각 하에서 넓은 속도 범위 극초음속기의 가변 마하수 양항비의 선도이다.
- [0080] 선도를 분석하면, 아음속 상태 하에서 기류 동압이 비교적 낮아, 넓은 속도 범위 극초음속기 설계는 양력 문제를 주로 고려하게 되는데, 본 발명의 넓은 속도 범위 극초음속기의 설계 원리에 따르면, 아음속의 높은 받음각 상태 하에서(도 9에서 아음속 8° 받음각 참조), 넓은 속도 범위 극초음속기의 양력 계수가 크게 상승한다. 이는 큰 화살표 모양의 후퇴익 리딩 에지의 아음속 하에서의 리딩 에지가 위로 말리는 와류를 생성하고, 날개 리딩 에지에서 저압 영역을 생성하기 때문이다. Ma0.8 하에서, 4° 받음각에서 여전히 이러한 경향이 존재하며, 이의 압력 네포그램은 도 12와 같이 제도되고, 기류가 상표면으로 말리며, 넓은 속도 범위 극초음속기 상표면에 저압 영역이 생성된다.
- [0081] 초음속 상태 하에서, 충격파를 통해 유입유량을 증가시키고, 넓은 속도 범위 극초음속기 하표면에 고압 영역을 생성하여 양항비를 높여, 초음속 비행의 공기역학적 성능을 향상시킨다. 양항비 선도에서 알 수 있듯이, 넓은 속도 범위 극초음속기는 4° 받음각 하에서 5.4 이상의 양항비 성능을 가지며, 넓은 속도 범위 극초음속기의 경우, 이러한 양항비 특성은 우수한 것이다. 마찬가지로 전형적인 Ma4, 4° 받음각 하의 유동장 네포그램은 도 13과 같이 제도되고, 넓은 속도 범위 극초음속기 하표면 고압 영역이 원추 유도 웨이브라이더의 헤드부 및 날개의 리딩 에지 및 트레일링 에지에 집중된 것으로 나타났다. 이는 2차원 최적화에서 얻은 최적 에어포일 압력 분포의 경향과 동일하며, 수치 시뮬레이션 결과를 종합하면, 획득한 넓은 속도 범위 극초음속기의 장점은 아음속 하의 큰 받음각 와류 양력 및 초음속 상태 하의 웨이브라이딩 양력을 종합적으로 이용하여, 넓은 속도 범위에서 우수한 공기역학적 성능을 발휘할 수 있다는 것이다.
- [0082] 본 발명은 넓은 속도 범위 극초음속기의 공기역학적 구성 설계 시스템을 더 제공하며, 여기에는 웨이브라이더 모듈, 리딩 에지 패시베이션 모듈, 에어포일 최적화 모듈 및 결합 모듈이 포함된다.
- [0083] 웨이브라이더 모듈은 넓은 속도 범위 극초음속기의 원추 유도 웨이브라이더를 구축하는 데 사용된다.
- [0084] 리딩 에지 패시베이션 모듈은 웨이브라이더 모듈에 의해 출력되는 원추 유도 웨이브라이더의 리딩 에지에 대해 패시베이션 처리를 수행하여, 리딩 에지 패시베이션된 원추 유도 웨이브라이더를 획득하는 데 사용된다.

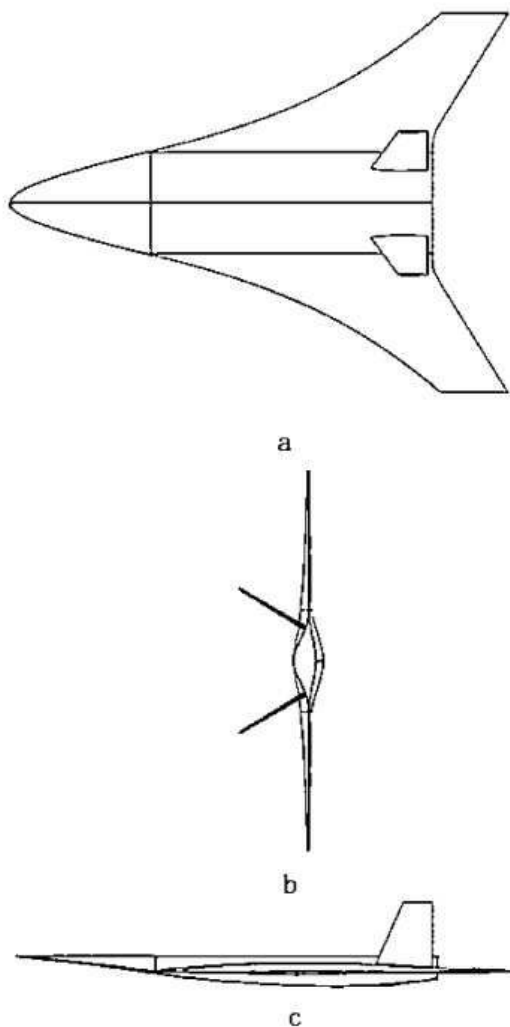
[0085] 에어포일 최적화 모듈은 설정한 원래 에어포일을 파라미터화하여, 파라미터화 에어포일의 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 결정하고, 파라미터화된 에어포일을 입력으로, 샘플 포인트 공기역학적 파라미터를 출력으로 사용하여 대리 모델을 구축하고, 초음속 순항 상태와 아음속 순항 상태에서의 원래 에어포일의 양항비를 최적화 목표로 삼아, 대리 모델을 최적화하여 최적 에어포일을 획득하는 데 사용된다.

[0086] 결합 모듈은 최적 에어포일을 기반으로 3차원 날개를 구축하고, 3차원 날개를 리딩 에지 패시베이션된 원추 유동 웨이브라이더와 결합하여, 넓은 속도 범위의 극초음속기를 획득하는 데 사용된다.

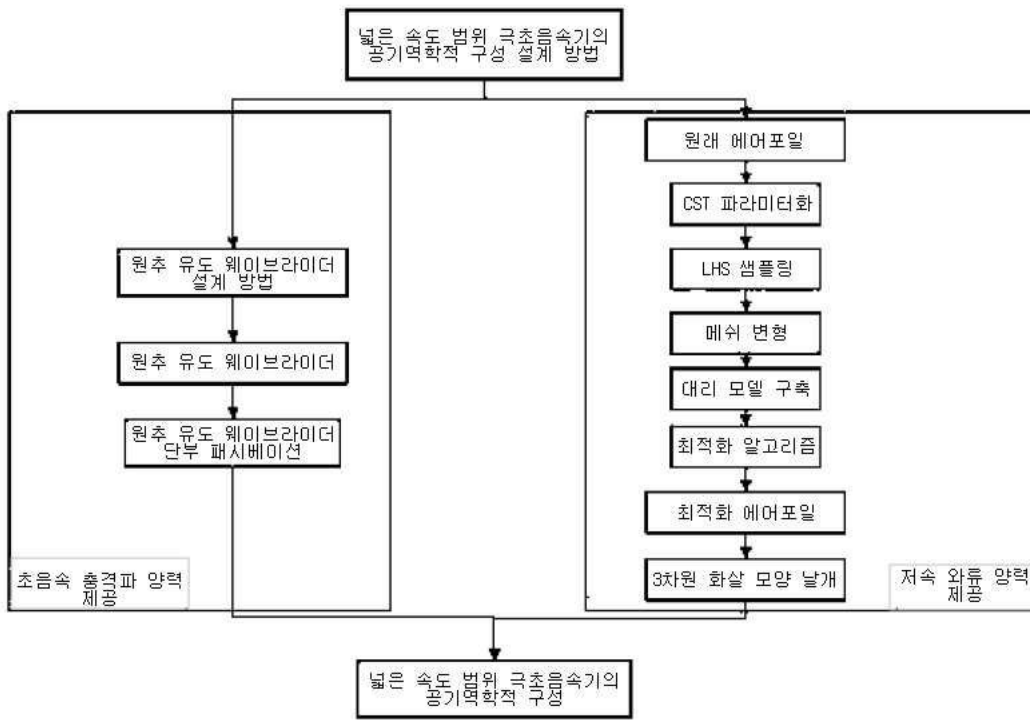
[0087] 상기 내용은 단지 본 발명의 기술적 사상을 설명하기 위한 것으로, 본 발명의 보호범위를 한정할 수 없으며, 본 발명에서 제안하는 기술적 사상에 따라 기술적 방안을 바탕으로 수행한 모든 변경은 본 발명 청구범위의 보호범위 내에 속한다.

도면

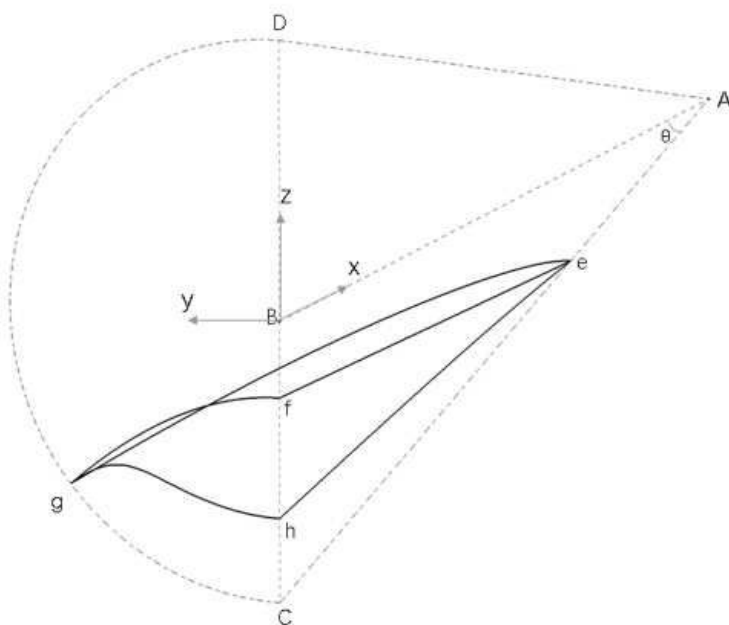
도면1



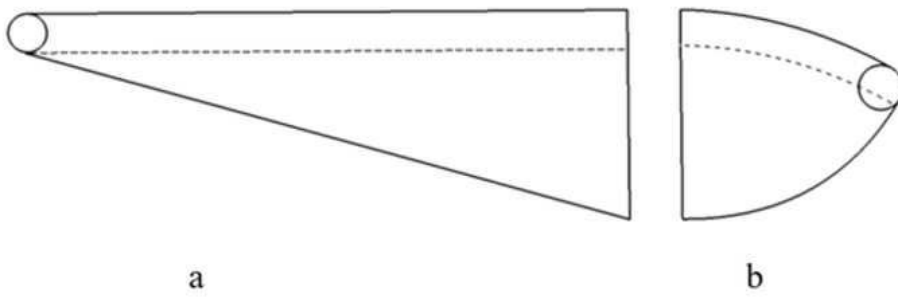
도면2



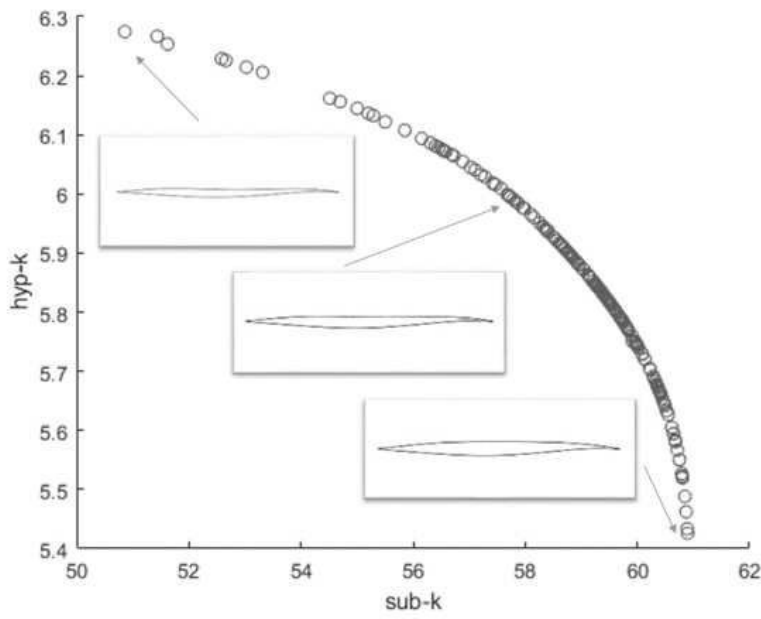
도면3



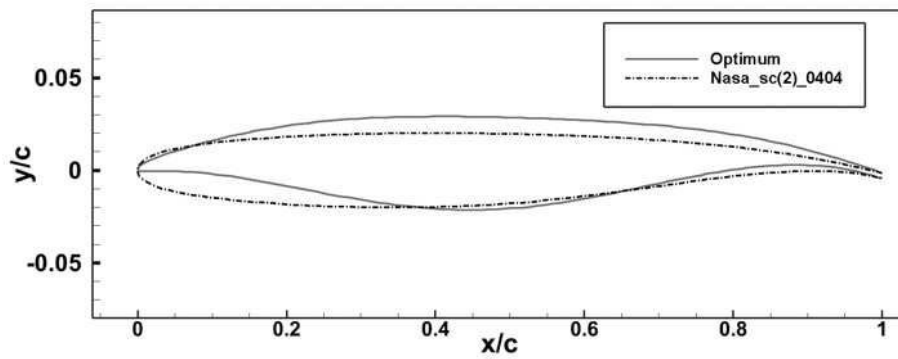
도면4



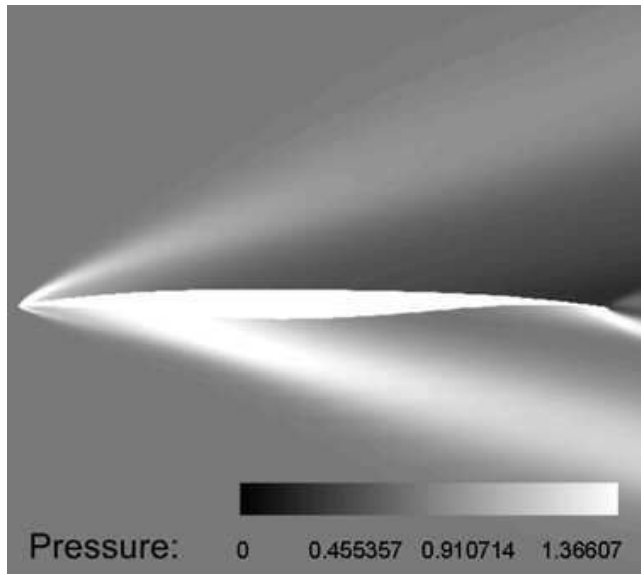
도면5



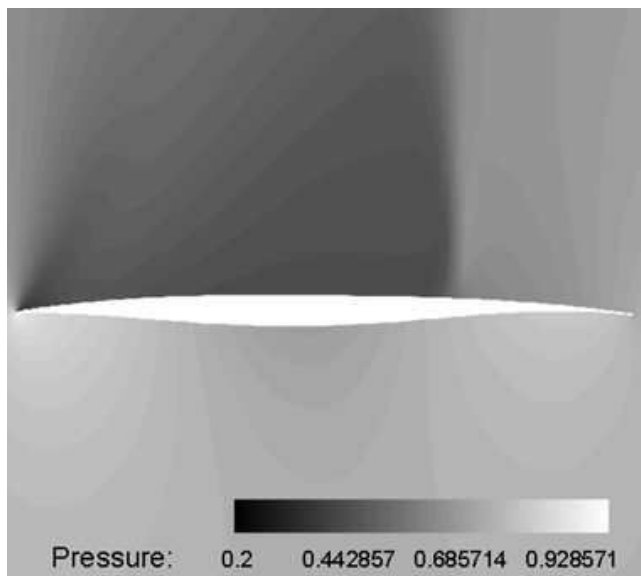
도면6



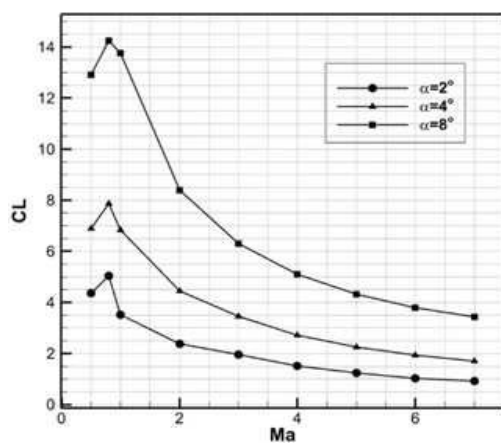
도면7



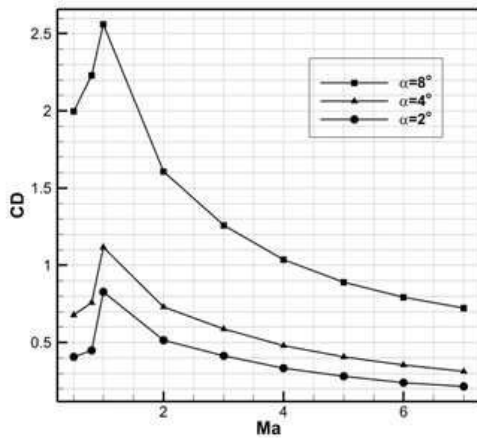
도면8



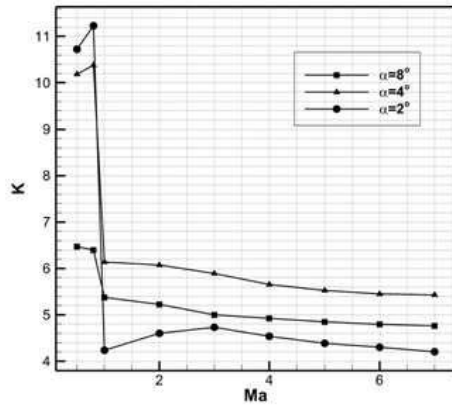
도면9



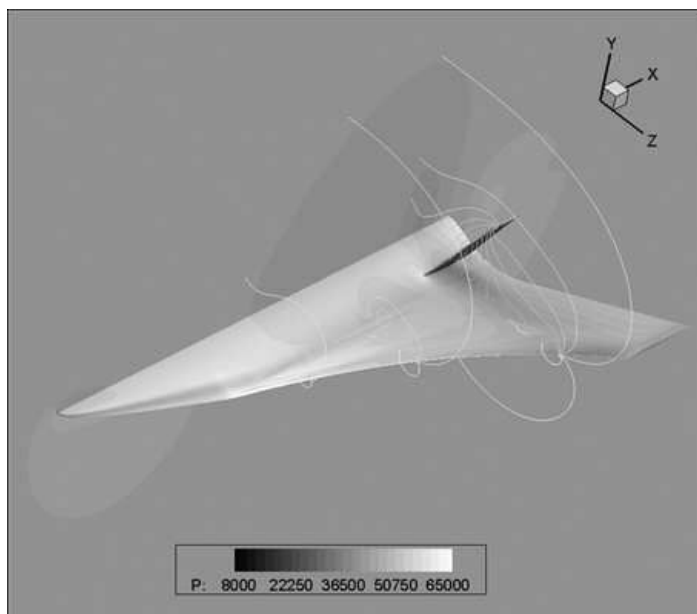
도면10



도면11



도면12



도면13

