(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2015년10월14일
(11) 등록번호 10-1559933
(24) 등록일자 2015년10월06일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G01R 29/10 (2006.01)
(21) 출원번호 10-2014-0055409
(22) 출원일자 2014년05월09일
심사청구일자 2014년05월09일
(56) 선행기술조사문헌
JP2014082786 A

(73) 특허권자
국방과학연구소

(72) 발명자
김기출

주증민

(뒷면에 계속)

(74) 대리인
한양특허법인

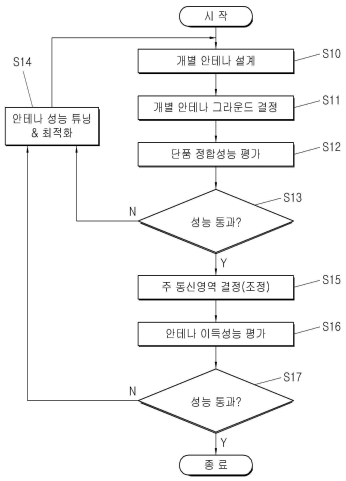
전체 청구항 수 : 총 8 항 심사관 : 강민구

(54) 발명의 명칭 **안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법**

(57) 요 약

본 발명은 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에 관한 것으로, (a) 상기 안테나의 동작주파수를 고려하여 상기 안테나의 그라운드의 직경을 결정하는 단계; (b) 상기 안테나의 정합성능을 평가하는 단계; (c) 상기 안테나가 탑재될 상기 항공기의 운항조건을 고려하여 상기 안테나의 주 통신영역을 결정하는 단계; (d) 상기 운항조건 및 상기 주 통신영역을 고려하여 상기 안테나의 이득성능을 평가하는 단계를 포함한다. 이에 의해, 실제 운항시 요구되는 안테나의 성능을 체계적이고 정확하며 단계적으로 평가할 수 있다.

대 표 도 - 도1



(72) 발명자
정한길

변강일

고주석

추호성

명 세 서

청구범위

청구항 1

안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에 있어서,

(a) 상기 안테나의 동작주파수를 고려하여 상기 안테나의 그라운드의 직경을 결정하는 단계;

(b) 상기 안테나의 정합성능을 평가하는 단계;

(c) 상기 안테나가 탑재될 상기 항공기의 운항조건을 고려하여 상기 안테나의 주 통신영역을 결정하는 단계;

(d) 상기 운항조건 및 상기 주 통신영역을 고려하여 상기 안테나의 이득성능을 평가하는 단계;

를 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법은, (e) 상기 안테나의 상기 항공기 탑재 위치를 결정하는 단계; 및 (f) 상기 탑재 위치에서의 상기 안테나의 탑재성능을 평가하는 단계;

를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법은, (g) 상기 항공기에 상기 안테나가 다수개 탑재되면, 상기 항공기에 탑재된 상기 안테나의 각각에 대한 커플링 성능을 평가하는 단계;

를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 (g) 단계는 송신 안테나의 입력전력에 안테나의 각각에 대한 커플링 계수를 포함한 값을 수신 안테나의 최소 인지 전력과 비교하여 상기 안테나의 각각에 대한 간섭정도를 평가하는 단계;

를 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 5

제1항 내지 제3항 중 어느 하나의 항에 있어서,

상기 (c) 단계는 상기 안테나의 탑재위치 및 상기 안테나의 방사방향에 따라 상기 주 통신영역을 조정하여 상기 안테나를 평가하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 6

제1항 내지 제3항 중 어느 하나의 항에 있어서,

상기 (d) 단계는 상기 주 통신영역에서의 상기 안테나의 평균 복사 이득을 평가하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 (d) 단계는 상기 안테나의 동작 주파수 대역에서 지상의 베이스 스테이션과 통신 링크가 끊어지지 않도록 상기 동작주파수 대역별 요구되는 최소 복사이득을 도출하여 상기 안테나의 성능평가지표로 활용하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

청구항 8

제1항 내지 제3항 중 어느 하나의 항에 있어서,

상기 운항조건은 항공기의 운항코스, 고도, 및 선회각 정보를 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에 관한 것으로, 특히 항공기 탑재용 안테나의 성능을 정확하고 체계적으로 평가할 수 있는 평가프로세스에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] 최근에는 공력특성 및 내구성을 고려하여 블레이드 형상의 통신용 안테나가 많이 도입되어 사용되고 있다. 그러나, 블레이드 안테나가 항공기에 장착될 경우, 항공기의 구조와의 회절 및 반사에 의해 이득 저감이나 패턴 왜곡 등의 성능 열화를 보일 수 있으며, 특히 항공기 운항 시 특정 방향에서 통신 링크가 두절되는 심각한 문제를 초래할 수 있다.

[0003] 이러한 문제점들을 해결하기 위해선 안테나 성능 평가가 이루어져야 한다. 일례로, 안테나 그라운드를 결정할 때 무한 그라운드(infinite ground)를 사용하거나 안테나 단품의 자체 그라운드를 사용하여 평가하거나 또는 항공기 탑재 시 정합성능 및 복사패턴의 변화를 관찰하고, 이로부터 장착 위치나 안테나 간 간섭을 고려함으로써 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도가 평가되고 있다.

[0004] 이러한 안테나 성능 평가로부터 항공기에 장착된 블레이드 안테나에 의해 초래되는 문제를 줄일 수 있다.

선행기술문헌

특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) 일본특허공개 1999-068640(199.03.09)

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 하지만, 블레이드 안테나 평가 방식은 안테나 그라운드를 결정할 때 무한 그라운드(infinite ground)를 사용하거나 안테나 단품의 자체 그라운드를 사용하므로 안테나 성능 측정 시 어려움이 있다. 더구나, 블레이드 안테나 평가 방식이 체계적이지 못할 뿐만 아니라 단순히 안테나를 주변 안테나 및 돌출 구조물에 대해 최대한 이격하여 배치하거나 안테나의 정합성능, 복사이득만을 평가함으로써 안테나의 성능을 정확히 판단할 수 없게 된다.

[0007] 이와 같이, 단순히 안테나의 특정 성능만 평가하여 항공기 탑재 적합도를 평가하는 것은 실제 운항 시 발생하는 안테나의 성능 변화 및 문제점을 제대로 예측하기가 어려울 수밖에 없고, 특히 안테나 간의 커플링계수만으로 이루어지는 항공기 탑재 안테나 간 간섭평가방법은 실제 장비 운용에 필요한 조건들이 제대로 반영되지 못할 수밖에 없다.

[0008] 따라서, 항공기 탑재용 안테나의 성능을 보다 정확하고 체계적으로 평가할 수 있는 성능 평가 프로세스가 요구되고 있다.

[0009] 이에 상기와 같은 점을 감안한 본 발명은 항공기 운항 조건을 고려하여 블레이드 안테나의 항공기 탑재 성능을 단계적으로 평가함으로써 체계적이고 종합적인 평가 프로세스가 구축될 수 있는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법을 그 목적으로 한다.

[0010] 또한, 상기와 같은 점을 감안한 본 발명은 항공기 운항 조건을 고려하여 주 통신영역을 결정하고, 항공기 운항 시 요구되는 주파수별 최소이득, 안테나 탑재시의 복사패턴 등 항공기 탑재용 안테나에 요구되는 성능을 정확하고 체계적으로 평가하는 프로세스를 제공하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법을 그 목적으로 한다.

[0011] 더 나아가, 본 발명은 항공기에 탑재된 다수의 안테나의 간섭정도를 평가할 때, 송신 안테나의 주파수에 따른 입력전력과 안테나 간 커플링 계수를 반영한 수신 안테나의 수신전력을 장비의 최소 수신감도와 비교해 평가할 수 있는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법을 그 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0012] 상기와 같은 목적은 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에 있어서, (a) 상기 안테나의 동작주파수를 고려하여 상기 안테나의 그라운드의 직경을 결정하는 단계; (b) 상기 안테나의 정합성능을 평가하는 단계; (c) 상기 안테나가 탑재될 상기 항공기의 운항조건을 고려하여 상기 안테나의 주 통신영역을 결정하는 단계; (d) 상기 운항조건 및 상기 주 통신영역을 고려하여 상기 안테나의 이득성능을 평가하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가방법에 의해서 달성될 수 있다.

[0013] 또한, 상기 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법은, (e) 상기 안테나의 상기 항공기 탑재 위치를 결정하는 단계; 및 (f) 상기 탑재 위치에서의 상기 안테나의 탑재성능을 평가하는 단계를 더 포함할 수 있다.

[0014] 그리고, 상기 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법은, (g) 상기 항공기에 탑재된 상기 안테나 간의 커플링 성능을 평가하는 단계를 더 포함할 수 있다.

[0015] 아울러, 상기 (c) 단계는 상기 안테나의 탑재위치 및 상기 안테나의 방사방향에 따라 상기 주 통신영역을 조정하여 상기 안테나를 평가하는 단계를 포함할 수 있다.

[0016] 한편, 상기 (d) 단계는 상기 주 통신영역에서의 상기 안테나의 평균 복사 이득을 평가할 수 있다.

[0017] 그리고, 상기 (d) 단계는 상기 안테나의 동작 주파수 대역에서 지상의 베이스 스테이션과 통신 링크가 끊어지지 않도록 상기 동작주파수 대역별 요구되는 최소 복사이득을 도출하여 상기 안테나의 성능평가지표로 활용하는 단계를 포함할 수 있다.

[0018] 더 나아가, 상기 (g) 단계는 송신 안테나의 입력전력에 안테나 간 커플링 계수를 포함한 값을 수신 안테나의 최소 인지 전력과 비교하여 상기 안테나 간 간섭정도를 평가하는 단계를 포함할 수 있다.

[0019] 또한, 상기 항공운항조건은 항공기의 운항코스, 고도, 및 선회각 정보를 포함할 수 있다.

발명의 효과

[0020] 이러한 본 발명에 의한 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방식에서는 항공기 운항 조건을 고려함으로써 실제 항공기 운항시 요구되는 블레이드 안테나의 성능이 체계적이고 정확하면서 단계적으로 평가되는 효과가 있다.

[0021] 또한, 본 발명에 의한 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방식에서는 안테나 단품 성능 평가와 항공기 설치 위치에 따른 탑재성능이 단계적으로 평가됨으로써 안테나 단품으로서의 성능 검증뿐만 아니라 항공기 탑재시의 안테나 성능 변화 및 문제점들이 보다 정확히 예측되는 효과가 있다.

[0022] 또한, 본 발명에 의한 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방식에서는 안테나의 전파 전송모델을 고려하여 안테나의 최소복사이득을 결정함으로써 실제 항공기 운항 영역에서의 실질적인 평가기준이 제공될 수 있고, 실제 항공기 운항 영역에서의 실질적인 평가기준이 제공됨으로써 보다 정량화된 평가가 가능한 효과가 있다.

[0023] 또한, 본 발명에 의한 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방식에서는 항공기 탑재 안테나 간 간섭 평가에서 실제 장비의 운용에 필요한 필수 조건들이 반영됨으로써 보다 정확한 장비 간 간섭 정도를 평가할 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0024] 도 1은 본 발명에 따른 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에서 블레이드 안테나의 단품 성능평가를 위한 흐름도이며, 도 2는 본 발명에 따른 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에서 안테나의 그라운드를 결정하는 예이고, 도 3은 본 발명에서 항공기 탑재 적합도 평가 방법을 위해 설계된 블레이드 안테나 단품의 측면도이며, 도 4는 도 3의 설계된 블레이드 안테나 단품의 담품 정합성능을 평가할 수 있는 안테나의 개별적인 반사계수이고, 도 5는 본 발명에 따른 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에서 블레이드 안테나의 주 통신영역을 결정하기 위한 운항 시나리오의 예이며, 도 6은 도 5의 운항시나리오가 고려된 항공기의 주 통신영역이고, 도 7은 본 발명에서 항공기가 베이스 스테이션으로부터 최대 운항영역인 200㎞까지 -100 dBm 이상의 수신전력을 유지하도록 하는 수신 안테나 최소이득 곡선의 예이며, 도 8은 도 4의 설계된 블레이드 안테나의 500 MHz에서 나타나는 3D 복사패턴의 예이고, 도 9는 본 발명에 따른 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에서 안테나의 항공기 탑재 성능평가를 위한 흐름도이며, 도 10은 본 발명에서 제1 내지 제 5의 블레이드 안테나가 항공기에 탑재된 상태이며, 도 11은 도 10의 제1 내지 제 5의 블레이드 안테나중 제1 블레이드 안테나가 500 MHz에서 나타내는 안테나 복사패턴이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0025] 본 발명의 실시예를 첨부된 예시도면을 참조로 상세히 설명한다.

[0026] 도 1 및 도 9는 본 발명에서 수행되는 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법의 일 실시예로서, 이로부터 블레이드 안테나의 항공기 탑재 적합도 평가 방법이 안테나의 단품 성능평가(도1내지 도8)와 항공기 탑재 성능평가(도9내지 도11)의 두 가지로 나누어져 순차적으로 이루어짐을 알 수 있다.

[0027] 이하, 도 1의 S10내지 S17의 단계를 통해 수행되는 안테나의 단품 성능평가방법을 도 2내지 도 8을 참조로 설명한다.

[0028] S10과 같이 개별 안테나 설계가 먼저 이루어진다. 이러한 안테나 설계는 블레이드 안테나 설계, 모델링 프로그램을 통해 이루어진다. 이어, S11과 같이 개별 안테나의 그라운드가 동작 주파수 대역을 고려하여 설계 완료된 개별 안테나에 결정된다.

[0029] 도 2는 설계 완료된 안테나(10)와 그라운드(11)의 예로서, 이는 설계 완료된 안테나(10)의 동작주파수가 고려된 직경 1.2m의 원형으로 이루어진 원형의 그라운드(11)를 나타낸다. 이 경우, 안테나(10)의 동작주파수가 고려되어져 그라운드(11)를 결정함으로써 설계 완료된 안테나(10)의 단품 성능 평가가 정확히 이루어질 수 있다. 그러므로, 원형의 그라운드(11)를 갖는 안테나(10)에서는 무한 그라운드(Infinite ground)를 사용하거나 안테나 단품의 자체 그라운드를 사용하여 안테나 그라운드가 결정된 안테나 평가 방식이 갖던 안테나 성능 측정의 어려움이 해소될 수 있다. 도 3은 도 2의 안테나(10)와 직경 1.2 미터의 원형 그라운드(11)가 아래쪽으로 구비된 급전부(10a)와 함께 단품으로 구성된 예이다.

[0030] 이어, S12와 같이 결정된 안테나(10)와 그라운드(11)에 대하여 단품 정합 성능을 평가한다. 도 4는 안테나(10)와 그라운드(11) 및 급전부(10a)로 이루어진 단품의 단품 정합성능 평가에 적용되는 개별 안테나의 반사계수 선도로서, 이에 의한 정합 성능 분석 결과, VHF-UHF 대역인 100 MHz ~ 500 MHz에서 약 -5 dB 이하로 항공기 블레이드 안테나로 사용 가능함이 확인된다.

[0031] 한편, S13에서 이루어진 단품의 정합 성능 평가 결과가 기준을 만족하지 못하면 S14로 진입함으로써 안테나(10)의 성능을 튜닝하거나 최적화하여 기준에 맞도록 조정하여 준다.

[0032] 반면, S13에서 이루어진 단품의 정합 성능 평가 결과로부터 정합 성능을 만족하면 S15로 진입함으로써 안테나(10)가 탑재될 항공기(1)의 운항조건을 고려한 주 통신영역이 결정된다. 이 경우, 항공기(1)의 운항조건에 운항

코스(거리, 위치, 방향 등), 고도, 선회각 등에 관한 정보를 포함하고, 실제 항공 시나리오를 적용하여 결정된 주 통신영역 내에서의 안테나(10)의 항공기 탑재 성능을 평가한다. 그러므로, 항공기(1) 탑재 시 정합성능 및 복사패턴의 변화만 관찰하여 안테나(10)의 탑재 적합도를 평가하던 기존 방식에서는 불가능하던 실제 항공기 운항 시 발생하는 안테나(10)의 성능변화 및 문제점들이 본 발명에서는 보다 정확히 예측할 수 있다.

[0033] 도 5는 안테나(10)의 주 통신영역을 결정하기 위한 운항 시나리오의 예를 나타낸다. 도시된 바와 같이, 항공기(1)가 이륙 후 거리(D) = 20 km 지점에서 베이스 스테이션(Base station)과 통신을 시작하며, 항공기(1)의 고도(H)는 약 h_1으로 가정하였다. 항공기(1)의 최대 운항 영역은 약 200km이내이며, 회항지점에서 약 15° 의 선회각을 가지고 선회한 후 베이스 스테이션으로 다시 돌아오는 시나리오로 가정한다.

[0034] 도 6은 최소 고각($\Theta_{EL,L}$)은 -45°, 최대 고각($\Theta_{EL,H}$)은 15° 로 결정되었으므로 주 통신영역이 -45° 에서 15° 로 결정된 예를 나타낸다. 이러한 근거는, 운항코스, 고도, 선회각 등을 고려한 운항시나리오를 갖는 항공기(1)가 20 km 지점에서 통신을 시작하고, 통신을 시작하는 20 km 지점에서 항공기(1)와 베이스 스테이션의 가시선을 고려할 때 30° 의 고도각을 가지게 되며, 항공기(1)의 선회각 15° 를 반영함에 따른 것이다. 이로 부터, 통신 가시선 최소 고각($\Theta_{EL,L}$)은 $\Theta_{EL,L}$ = -(30 + 15)° = -45° 로 결정되고, 200 km의 선회점에서는 항공기(1)와 베이스 스테이션 사이의 가시선 각도가 0° 에 근접하므로 최대 고각($\Theta_{EL,H}$)은 15° 로 결정될 수 있다.

[0035] 이어, S16과 같이 결정된 주 통신영역에서 안테나(10)의 이득성능을 평가한다. 이 경우, 항공기 탑재시 안테나(10)의 복사이득 성능평가를 위한 실제 항공시나리오가 이용됨으로써 지상과의 통신링크를 유지할 수 있는 안테나(10) 최소복사이득을 설정된다. 그러므로, 전파 전송모델을 고려하지 않고 안테나(10)의 최소복사이득을 결정하여 안테나(10) 평가에 적용하던 기존 방식에서는 불가능하던 실제 항공기 운항 영역에서의 실질적인 평가기준을 반영함으로써 보다 정량화된 평가가 가능할 수 있다.

[0036] 한편, 최소복사이득은 다음의 수학식 1을 적용하여 결정된다.

[0037] <수학식 1>

[0038]
$$G_{r,\min.} = \frac{P_{r,\min}}{P_t G_t}\left(\frac{4\pi D_{\max}}{\lambda}\right)^2$$

$$G_{\min,VHF}\big|_{dB} = P_{r,\min}\big|_{dB} - \left(P_t\big|_{dB} + G_t\big|_{dB}\right) + 20\log\left(\frac{4\pi D_{\max}}{\lambda_{300\,MHz}}\right) = -18.0\ \text{dBi}$$

$$G_{\min,UHF}\big|_{dB} = P_{r,\min}\big|_{dB} - \left(P_t\big|_{dB} + G_t\big|_{dB}\right) + 20\log\left(\frac{4\pi D_{\max}}{\lambda_{500\,MHz}}\right) = -13.6\ \text{dBi}$$

$$\text{, where } \begin{cases} \text{최소수신전력} : P_{r,\min}\big|_{dB} = -100\ \text{dBm} \\ \text{최대운항거리} : D_{\max} = 200\ \text{km} \\ \text{송신 EIRP} : P_t\big|_{dB} + G_t\big|_{dB} = 46\ \text{dBm} \end{cases}$$

[0039]

[0040] 상기 수학식 1에 따르면, 항공기 탑재 안테나(10)의 요구되는 최소복사이득은 도 7의 점선으로 표시된 최소 복사이득 곡선이다. 도 7의 최소 복사이득 곡선은 지상의 베이스 스테이션의 안테나(10)는 지상으로부터 20 m 높이에 장착되고, 송신 안테나 복사 전력(EIRP, Effective Isotropic Radiated Power)는 46 dBm으로 가정할 때, 항공기(1)가 베이스 스테이션으로부터 최대 운항영역인 200 km까지 -100 dBm 이상의 수신 전력을 유지할 수 있다.

[0041] 이로부터, 항공기 블레이드 안테나의 평가 기준은 최소 복사이득 곡선(점선)에서 +10dB의 마진(margin)이 고려된 최소복사이득 곡선(실선)으로 정해질 수 있다. 이러한 이유는 안테나의 제작과정에서 발생 가능한 제작오차 및 기온, 습도에 따른 안테나의 성능변화가 일어나고, 이는 10dB의 마진(margin)으로 충분히 보상됨에 기인된다. 따라서 -45° 에서 15° 로 결정된 주 통신영역(도 6)에서 평균이득이 주파수별로 최소복사이득 곡선(실선)의 평가기준인 $G_{min.VHF}$, $G_{min.UHF}$(최소복사이득)을 만족시킬 때 지상의 베이스 스테이션과의 안정적인 송수신이 가능하다고 평가할 수 있다.

[0042] 이어, S17과 같이 안테나 이득성능 평가 결과를 체크한다. 도 8은 블레이드 안테나(도 3)가 500MHz에서 나타내는 안테나 3D 복사패턴을 나타이고, 이러한 안테나 복사패턴의 평균이득, 최대이득, 최소이득, 편차는 다음의 표 1로 구체화 된다.

표 1

[0043]

	Max. gain (dBi)	Min. gain (dBi)	Avg. gain (dBi)	Dev.(dBi)
3D-pattern (simu.)	-0.51	-42.64	-11.81	42.13

[0044] 표1로 부터, 블레이드 안테나는 주 통신영역에서 약 -11.81 dBi이상의 평균이득을 가지며, 이로부터 UHF 대역에서의 최소복사이득($G_{min.UHF}$)보다 약 3.3 dB 이상 높음을 알 수 있다.

[0045] S17의 체크 결과, 평가기준 미달 시 S14와 같이 안테나 성능을 튜닝하거나 최적화한 후 S10으로 피드백되어져 다시 단품 성능 평가를 수행한다(S11~S17).

[0046] 여기서, 주 통신 영역 결정 시 안테나(10)의 탑재 위치 및 방사방향에 따라 주 통신 영역을 조정하여 평가를 여러번 수행 할 수도 있다. 일례로, 예상되는 운항시나리오가 여러 개인 경우, 복수 개의 운항시나리오에 따른 주 통신영역을 복수 개로 설정하고, 복수 개의 주 통신영역에서 각각 안테나(10)에 요구하는 성능 특성들을 만족하는가를 평가할 수 있다.

[0047] 반면, S17의 체크 결과, 평가 기준 통과시 항공기 탑재 적합도 평가방법의 일 실시예인 안테나 단품 성능평가가 완료된다.

[0048] 그러면, 본 발명의 항공기 탑재 적합도 평가방법의 일 실시예에서 항공기 탑재성능 평가가 수행된다.

[0049] 이하, 도 9의 S20내지 S24의 단계를 통해 수행되는 항공기 탑재 성능평가방법을 도 10 및 도 11을 참조로 설명한다.

[0050] S20과 같이 개별적인 블레이드 안테나의 항공기 탑재 위치를 결정한다. 도 10에는 제1내지 제5 안테나(Ant1~Ant5)로 구성된 다수의 블레이드 안테나가 항공기(1)에서 장착된 각각의 위치를 나타낸다.

[0051] 이어, S21과 같이 탑재 위치에서의 안테나 성능을 평가한다. 도 11에는 500 MHz에서 제1 안테나(Ant1)의 안테나 복사패턴을 나타내고, 이러한 조건에서 수학식 2를 적용함으로써 다수의 블레이드 안테나에 대한 안테나 성능 평가가 수행된다.

[0052] <수학식 2>

$$G_{Avg.} = \frac{1}{N}\sum_{\theta_{EL}}\left[\frac{1}{M}\sum_{\phi_{AZ}} G(\theta_{EL},\phi_{AZ})\right]$$

$$G_{Dev.} = \frac{1}{N}\sum_{\theta_{EL}}\left[\max\{G_{AZ}(\theta_{EL})\} - \min\{G_{AZ}(\theta_{EL})\}\right]$$

[0053]

$$where \left(\begin{array}{c} \theta_1(^\circ) \le \theta_{EL} \le \theta_2(^\circ) \\ 0^\circ \le \phi_{AZ} \le 360^\circ \\ N : a\,number\,of\,\theta_{EL}\,points \\ M : a\,number\,of\,\phi_{AZ}\,points \\ G(\theta_{EL}, \phi_{AZ}) : gain\,at\,(\theta_{EL}, \phi_{AZ}) \\ G_{AZ}(\theta_{EL}) : azimuth\,gain\,at\,\theta_{EL} \end{array} \right)$$

[0054]

[0055] 상기 수학식(2)의 안테나 이득 산출식으로부터 표2의 결과가 구해진다.

표 2

[0056]

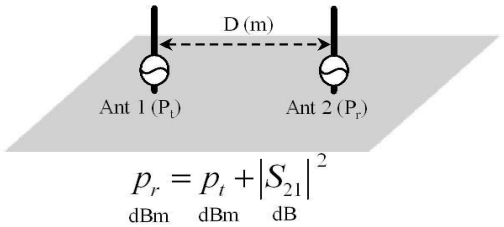
	Max. gain (dBi)	Min. gain (dBi)	Avg. gain (dBi)	Dev. (dBi)
3D-pattern (simu.)	1.86	-50.63	-11.32	52.49

[0057] 표 2를 참조하면, 항공기 구조체의 영향으로 하단 방향의 이득이 상단방향의 이득보다 높게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이때, 이득성능은 UHF 대역의 500 MHz에서는 평균 복사이득이 -11.32 dBi 이상으로 최소복사이득(Gmin.UHF) 보다 2.8 dB 이상 높은 이득을 가지므로 항공기 안테나로 적합함이 확인될 수 있다.

[0058] 이어, S22와 같이 안테나 성능 평가 결과를 체크하고, 그 결과 통과되지 못할 시 S20으로 피드백됨으로써 항공기(1)에 대한 블레이드 안테나의 탑재 위치를 재조정한 다음 S21에서 다시 성능을 평가하여 준다. 반면, 안테나 성능 평가 통과 시 S23으로 진입함으로써 성능 통과된 제1 안테나(Ant1)과 이에 인접된 제2 안테나(Ant2) 간 커플링 성능이 평가된다. 이러한 커플링 성능 평가시 항공기(1)에 탑재된 제1내지 제5 안테나(Ant1 ~Ant5)로 구성된 다수의 블레이드 안테나의 간섭정도를 평가할 때, 송신 안테나의 주파수에 따른 입력전력과 블레이드 안테나 간 커플링 계수를 반영한 수신 안테나의 수신전력을 장비의 최소 수신감도와 비교함으로써 안테나 간 간섭정도를 평가한다. 그러므로, 항공기 탑재 안테나 간 간섭평가를 위해 안테나 간 커플링계수만을 평가하여 탑재 장비 간 간섭 여부를 평가하였던 기존 평가 방식에서 반영되지 못하였던 실제 장비의 운용에 필요한 필수 조건들이 반영됨으로써 보다 정확한 장비 간 간섭 정도가 평가될 수 있다.

[0059] 이러한 커플링 성능 계산에는 장비 간 간섭을 산출하는 다음의 수학식 3이 적용된다.

[0060] <수학식 3>



$$p_r = p_t + |S_{21}|^2$$
dBm dBm dB

[0061]

[0062] 상기 수학식 3과 같이, 제1안테나(Ant1)와 제2안테나(Ant2) 간 커플링 성능은 송신 안테나에 인가되는 전력(P_{in})과 송수신 안테나 간 커플링계수(S_{21})를 이용하여 계산된다. 그 결과는 장비 간 간섭에 대한 산출값을 나타낸 표 3과 같다.

표 3

[0063]

분류	Ant.1 (송신)	안테나간 커플링	Ant.2 수신전력 @400MHz	최저수신감도	간섭여부
송신신호세기(@400MHz)	-72dBm	-68.6dB	-140.6dBm	-103dBm	간섭 없음
비고	57.3dBm @1030MHz	-72dBm + (-68.6dB) = -140.6dBm			

[0064] 표 3의 결과는 제1 안테나(Ant1)가 1030MHz에서 동작하고, 1030MHz에서는 57.3dBm의 송신전력을 가지며 동작주파수외 대역인 400MHz에서는 -72dBm의 불요파를 갖는 경우를 나타낸다. 이러한 경우, 제1 안테나(Ant1)와 제2 안테나(Ant2)사이의 커플링은 68.6dB이 되고, 400MHz에서 제2 안테나(Ant2)는 -140.6dBm의 수신 전력을 갖게 된다. 그러므로, 제2 안테나(Ant2)는 최소수신전력인 -103dBm보다 낮으므로 탑재 장비 간 간섭이 발생하지 않음을 알 수 있다.

[0065] <표 4>

		수신안테나		
		Ant.1	Ant.2	Ant.3
송신안테나	최소수신전력 @수신주파수 / 송신전력 @동작주파수	-103dBm @100MHz	-105dBm @400MHz	-77dBm @1030MHz
Ant.1	-70dBm@1030MHz/ 57.3dBm@400MHz/ 57.3dBm@100MHz		**-94.09dBm**	-106.2dBm
Ant.2	-72dBm@1030MHz/ 57.3dBm@400MHz/ -70dBm@100MHz	-151.08dBm		-123.89dBm
Ant.3	57.3dBm@1030MHz/ -72dBm@400MHz/ -70dBm@100MHz	-178.03dBm	-132.96dBm	

[0066]

[0067] 표 4에서 수신 안테나에 인가되는 전력이 최소전력수신레벨 이상일 경우 이격거리를 조정하여 재평가하며, 최소전력 수신 레벨보다 낮을 경우 장비 간 간섭기준을 만족한다고 평가한다. 반면, 표 4에서 굵게 표시된 부분은 400MHz에서 수신전력이 최소수신전력인 -105dBm에 비해 높으므로 장비간 간섭이 발생하며, 이는 안테나(10) 간 커플링이 만족되지 못함을 의미한다.

[0068] 이어, S24와 같이 커플링 성능 결과를 체크하고, 그 결과 제1 안테나(Ant1)와 제2 안테나(Ant2) 간 커플링 성능이 기준을 만족하지 못할 시 S20으로 피드백됨으로써 항공기(1)에 대한 블레이드 안테나의 탑재 위치를 재조정한 다음 S21~S23에서 다시 성능을 평가하여 준다. 반면, 제1 안테나(Ant1)와 제2 안테나(Ant2) 간 커플링 성능이 기준을 만족할 경우 종료하여 준다.

[0069] 전술된 바와 같이, 본 발명에 따른 안테나(10)의 항공기 탑재 적합도 평가 방법에서는 단순히 안테나(10)의 특정 성능만 평가하여 항공기 탑재 적합도를 평가하던 기존 방식과 달리 실제 항공기 운항에 필요한 모든 고려사항들을 단계적으로 평가하여 체계적이고 종합적인 평가 프로세스가 구축될 수 있다.

[0070] 특히, 본 발명에 따른 안테나(10)의 항공기 탑재 적합도 평가 방법은 일련의 제어코드로 이루어진 소프트웨어 알고리즘으로 구현될 수 있으며, 소프트웨어 알고리즘이 기록된 저장매체로도 구현될 수 있다.

[0071] 또한, 사용자는 각 안테나(10)의 변수 들을 입력하여 안테나(10)의 단품 성능 및 탑재성능이 전술된 항공기 탑재 적합도 평가 방법의 일련의 순서에 따라 검증할 수 있다.

[0072] 지금까지 비록 본 발명의 몇몇 실시예들이 도시되고 설명되었으나, 본 발명이 속하는 기술분야의 통상의 지식을 가진 당업자라면 본 발명의 원칙이나 정신에서 벗어나지 않으면서 본 실시예를 변형할 수 있음을 알 수 있을 것이다. 발명의 범위는 첨부된 청구항과 그 균등물에 의해 정해질 것이다.

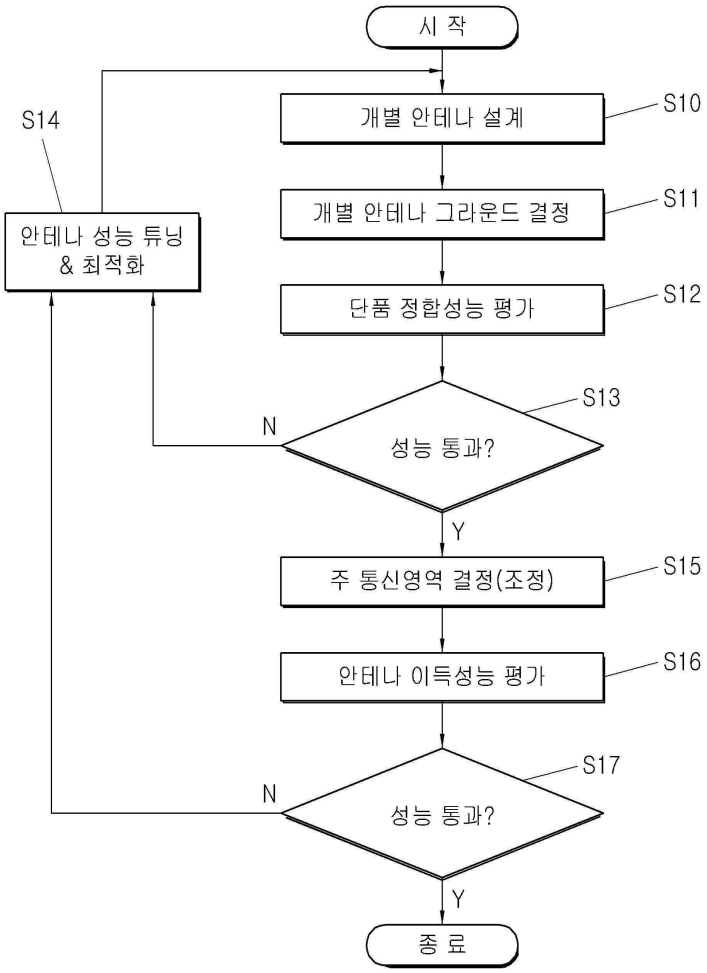
부호의 설명

[0073] 1 : 항공기 10: 안테나

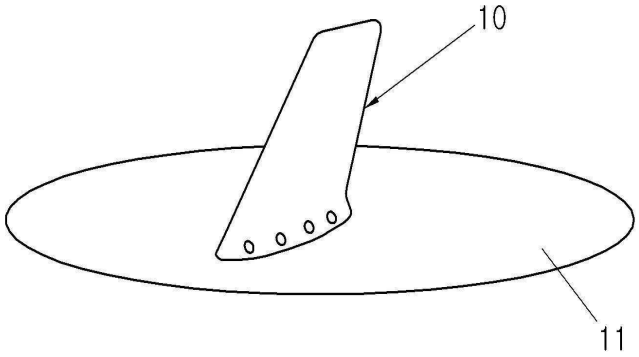
10a: 급전부 11: 그라운드

도면

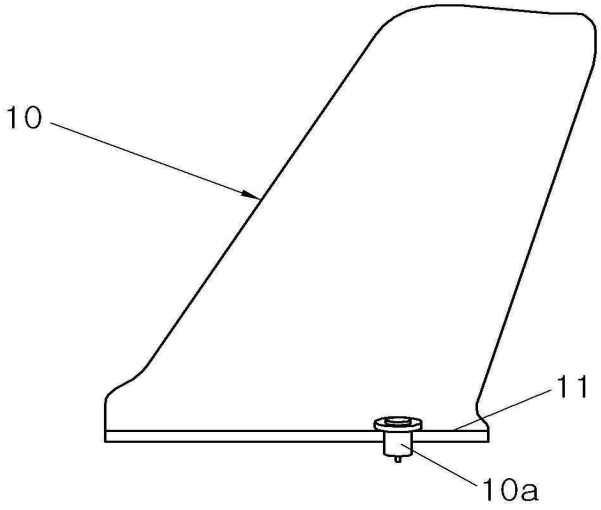
도면1



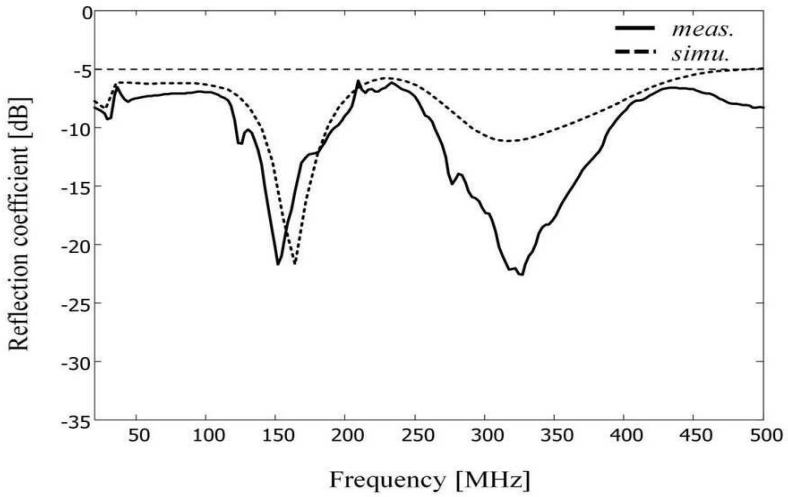
도면2



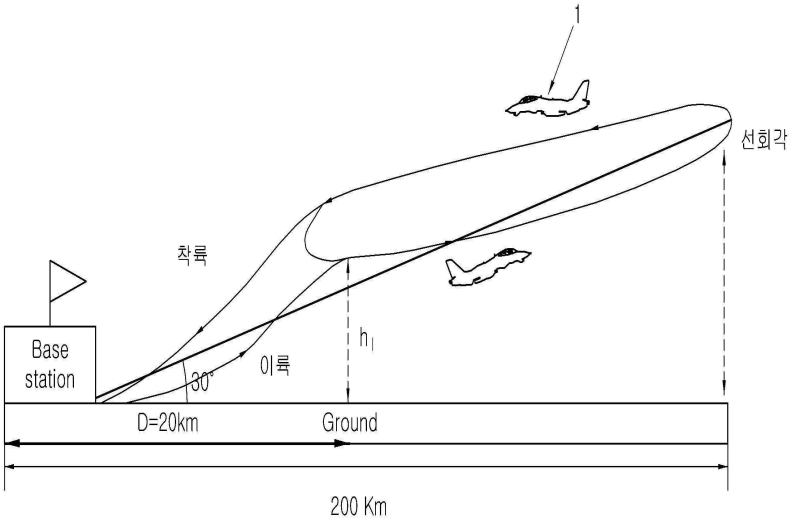
도면3



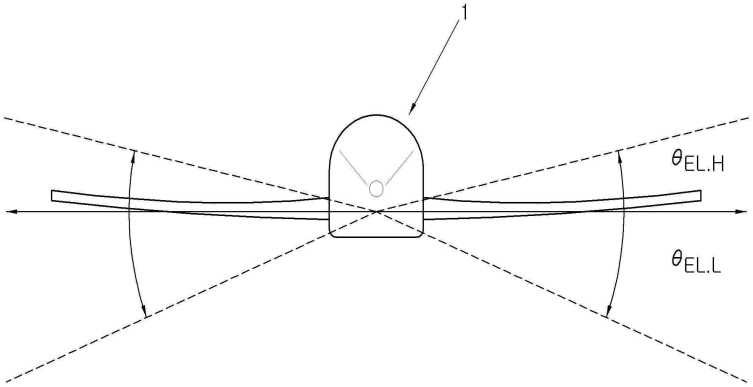
도면4


meas.
simu.
Reflection coefficient [dB]
Frequency [MHz]
0
-5
-10
-15
-20
-25
-30
-35
50
100
150
200
250
300
350
400
450
500

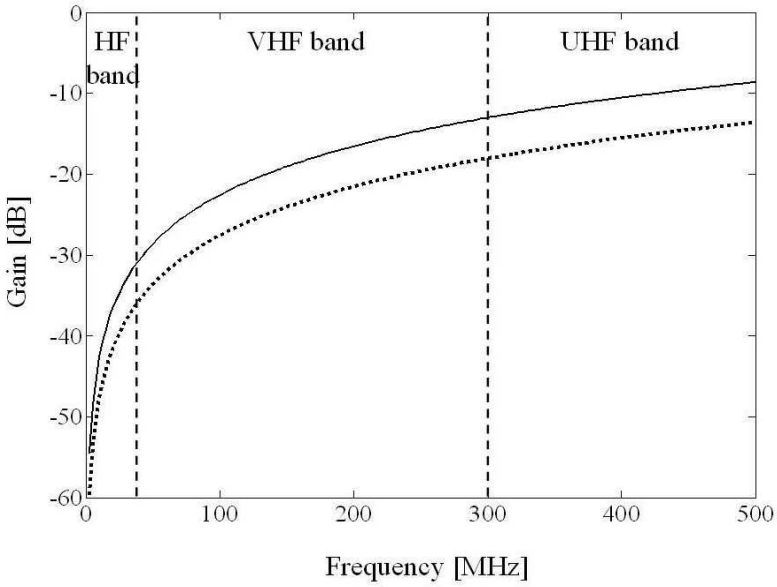
도면5


1
선회각
착륙
이륙
Base station
30°
h1
D=20km
Ground
200 Km

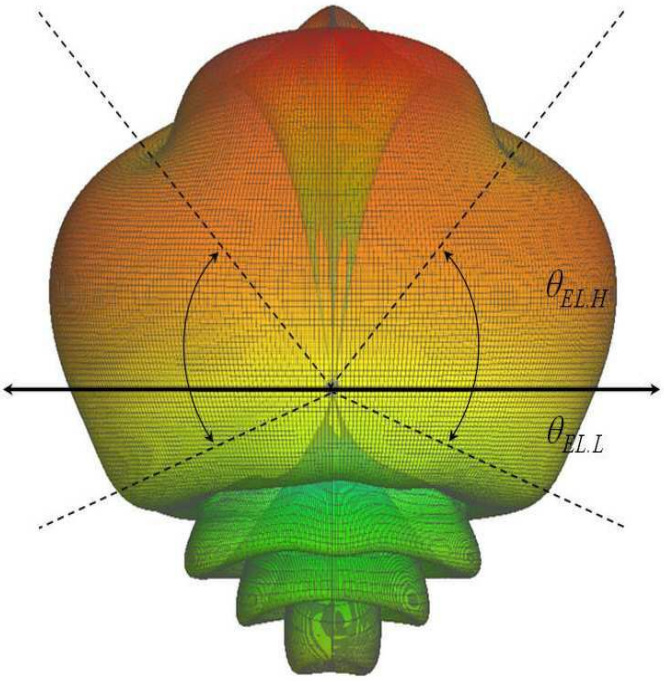
도면6


1
θEL.H
θEL.L

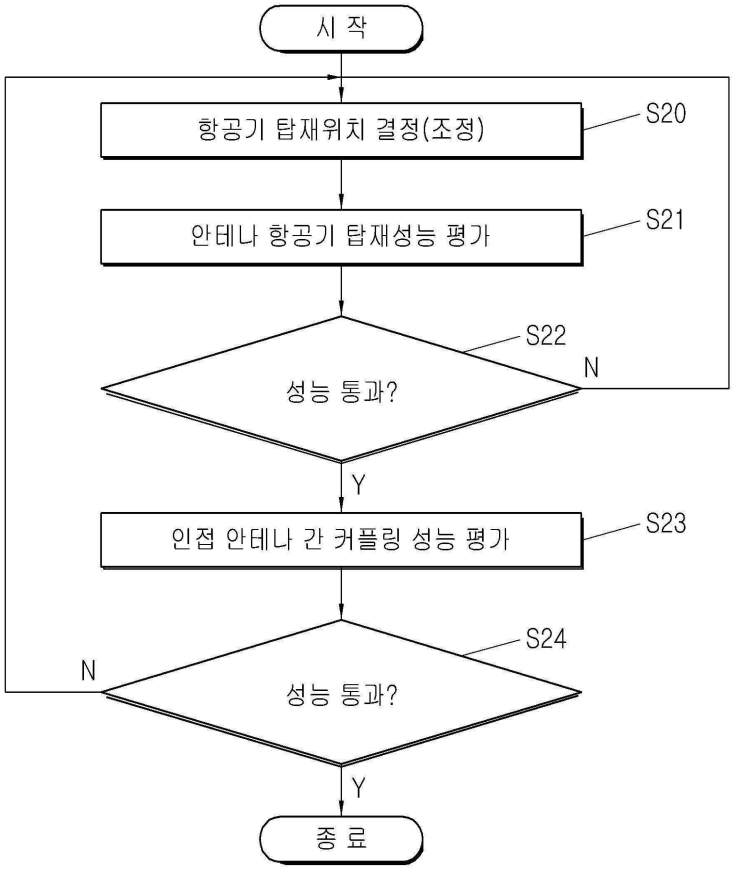
도면7


HF band
VHF band
UHF band
Gain [dB]
0
-10
-20
-30
-40
-50
-60
0
100
200
300
400
500
Frequency [MHz]

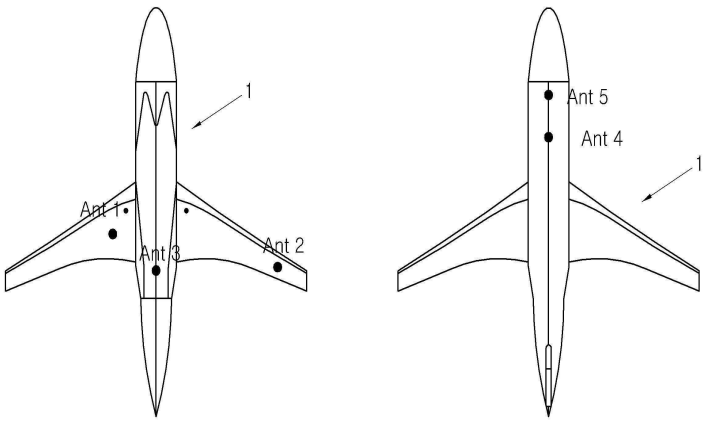
도면8

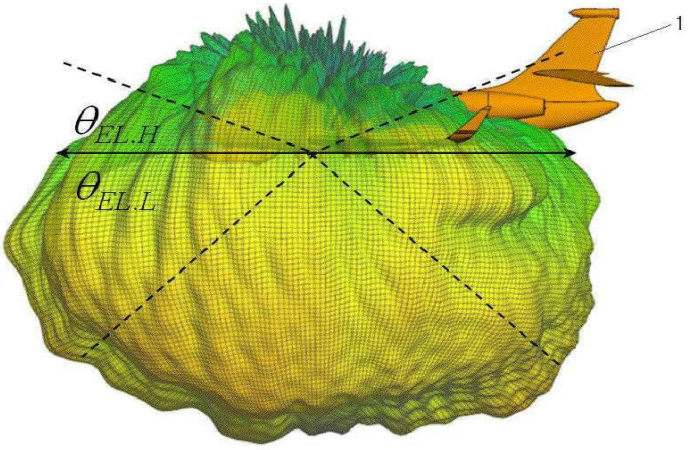


도면9



도면10



(a) 배면도 (b) 평면도

도면11