論 文

論文 71-8-6-5

複雜한 形態를 갖고 運動中인 金屬製物體의 Radar Cross Section

正會員 陳 年 鋼* 正會員 尹 賢 普**

A theoretical calculation and measurements for Radar Cross Section of a moving complex metal target

Chin, Nyoun Kang, *Member* Yoon, Hyun Bo, *Member*

要 約

本 論文은 複雜한 形態를 갖는 運動中의 物體인 小形金屬製航空機의 RCS(Radar Cross Section)을 航空機圖面에서 簡單한 模型으로 假定하여 固定波長의 경우 前面에서 본 RCS를 Relative phase method와 Random phase method로 그의 理論値를 계산했고, 航空機(cessna 305)를 X 공항을 中心으로 170° 方向으로 飛行시키고 11cm 波 Radar로 追迹하여 最大探知距離를 얻어 RCS를 測定한 値와 理論値를 比較한 結果 거의 일치함을 알았다.

Abstract

This paper presents a theoretical calculation and measurements for the RCS(Radar Cross Scetion) value of a moving complex target, a small metal aircraft.

The front view of aircraft on the drawing is divided in to several simple models to calculate its RCS value by the relative phase method and the random phase method at the given frequency. The aircraft, cessna 305, inbounded from 170° to X international airport, is searched by radar with the wave length of 11cm to measure its maximum range which is necessary to determine the RCS value. The measured data are found to be similar to the theoretical values.

1. 序 論

Radar의 開發과 더불어 複雜한 形態의 物體에 부디친 電磁波의 回折(diffraction)과 散亂(scattering)의 特性이 硏究되기 始作하여 一般的으로 Radar Cross Section(또는 echo area: σ)은 선형 입사편파의 경우

$$\sigma=\lim_{R\to\infty}4\pi R^2\frac{|E_{xs}|^2}{|E_{xi}|^2} \tag{1}$$

로 定義한다.[1] 여기서 R은 目標物까지의 距離, E_{xi}는 入射電界의 x成分, E_{xs}는 目標物上에서의

*, ** 韓國航空大學 航空電子工學科
Dept. of Electronic Eng, Civil aviation college of Korea.

散亂電界 x 成分이다. 이 特性(σ)은 航空機, 미사일, 人工衛星等의 *Radar* 追迹과 戰爭目的等에 要求되어 1959年서부터 J. W. crispin 外 二人에 의하여 始作되었으며, 1965年 J. W. crispin 外 一人의 簡單한 物體의 RCS 계산[2], 複雜한 物體의 RCS계산[3] 等의 理論的方法이 제시되었고, C. G. Bachman은 RCS의 測定方法[4], I. D. olin 外 一人의 Radar를 使用한 飛行中인 C-54 航空機의 RCS測定値[5]가 發表되었다.

이 以外에도 1970年 cavity의 RCS계산[6]과 Jet Engine Intakes를 waveguide model로 본 경우 Radar 굴절특성의 계산[7]等이 發表되었다.

RCS는 入射電磁波의 周波數, 送受信안테나의 편파, 안테나에서 目標物을본 角度와 目標物의형태, 目標物의 材質에 依하여 變한다.[2] 複雜한 形態의 物體는 Maxwell方程式에 境界條件을 代入하여 풀어서 얻은 간단한模型의 경우로 假定하여 계산한 各部分의 RCS를 合하면 되는데 이 合算方法[2]은 첫째 주어진 波長의경우 안테나로 부터 目標物을 본 角度(觀測角度)에 따라, 또는 一定한 觀測角度의경우 波長에따른 RCS 變化를 求할 수 있는 Relative Phase method로써

$$\sigma=\left|\sum_{j=1}^{N}(\sigma_j)^{\frac{1}{2}}\exp(i\phi_j)\right|^2 \tag{2}$$

이며 이 式은 複雜한 形態의 物體를 N個의 간단한 模型으로 나눌때 σ_j, ϕ_j는 각기 j번째 模型의 RCS와 位相角으로, ϕ_j는 $\frac{d_j}{\lambda}$에 직접 비례한다.[3,8]

이 方法은 大形航空機의 경우 짧은 波長을 使用하면 航空機圖面에서 正確한 d_j 값을 얻기가 곤란하다.

둘째 觀測角度, 波長中 하나가 固定, 다른하나가 變數일때 RCS의 平均値를 얻을 수 있는 Random phase method로

$$\sigma_{ave}=\sum_{j=1}^{N}\sigma_j \tag{3}$$

이며 이 경우 ϕ_j는 되는대로 分布했다고 가정한다. 平均値로 부터 가능한 편차량은

$$\sigma_{ave}\pm S \tag{4}$$

이며 이 式에서 S는

$$S^2=\left(\sum_{j=1}^{N}\sigma_j\right)^2-\sum_{j=1}^{N}\sigma^2{}_j \tag{5}$$

이다. 本論文에서는 小形航空機 Cessna 305의 前面 RCS를 固定周波數, 선형수직편파의 입사파에 對해서 동체(fuslage), 날개(wing)…… 等의 순서로 간단한 物體로 가정하여 求한 RCS를 (2), (3)의 방법으로 合하여 4항에서 실험값을 구해 5항에에서 分析코저 한다.

2. RCS 계산식

航空機를 그림 1과 같은 方向에서 觀測하는 경우에 그림 2의 칫수를 이용해서 이항공기를 편의상 18個의 小部分으로 區分하여 近似계산을한다. 직각좌표계의 원점에 항공기를 두고 그 機手方向을 z軸에 一致시키며 $-z$軸方向을 電磁波의 入射方向으로잡고 항공기상의 임의의 部分에 이르는 方向線이 電磁波의 入射方向과 이루는 角을 θ, 上記한 部分의 方向線과 入射方向으로 결정되는 면과 입사전파의 편파방향과 이루는 角을 ϕ라 하고 各 形態에 따라 다음과 같은 式들을 적용하였다.[2]

2.1 線形部分

$$\sigma=\frac{\pi L^2\sin^2\theta\left(\dfrac{\sin\left(\frac{2\pi L}{\lambda}\cos\theta\right)}{\frac{2\pi L}{\lambda}\cos\theta}\right)^2\cos^4\phi}{\left(\frac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\frac{\lambda}{\gamma\pi a\sin\theta}\right)^2} \tag{6}$$

이式에서, L=wire의 기리

a=wire의 半經

λ=使用波長

γ=Euler's constant(=1.78)

θ=wire 軸과 入射波의 進行方向間의 角.

ϕ=wire와 入射方向으로 決定되는 面과 入射波의 편파方向사이의 角.

$\theta=90°$인 경우는

$$\sigma=\frac{\pi L^2\cos^4\phi}{\left(\frac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\frac{\lambda}{\gamma\pi a}\right)^2} \tag{7}$$

을 使用한다.

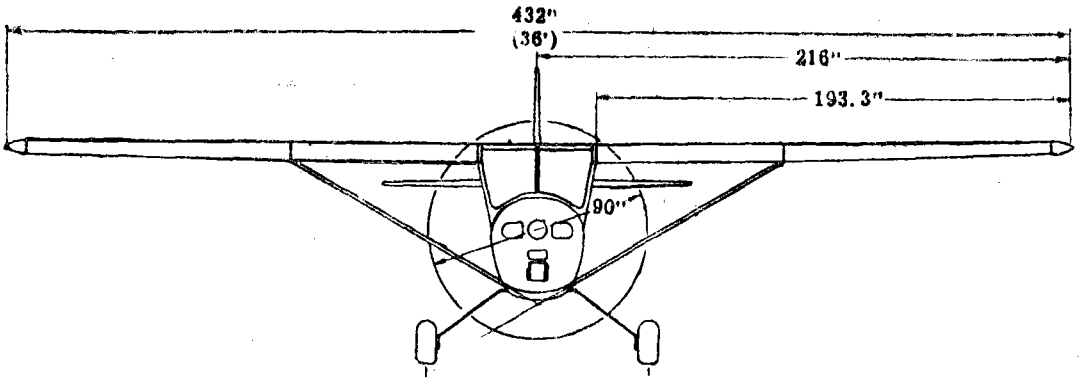

그림 1. 航空機의 前面圖
Fig. 1. Front view of aircraft

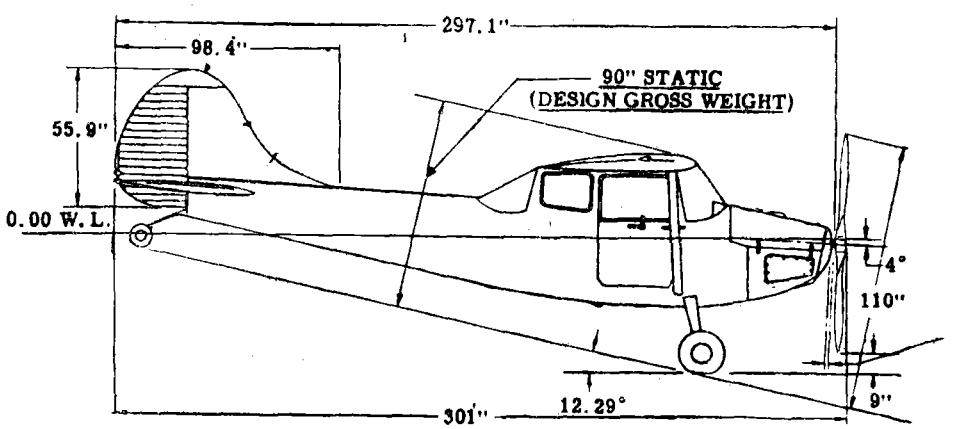

그림 2. 航空機의 側面圖
Fig 2. Side view of aircraft

2.2 楕圓體(Ellipsoid)

楕圓體의 方程式은

$$\left(\frac{x}{a}\right)^2+\left(\frac{y}{b}\right)^2+\left(\frac{z}{c}\right)^2=1$$

$$\sigma=\frac{\pi a^2b^2c^2}{(a^2\sin^2\theta\cos^2\phi+b^2\sin^2\theta\sin^2\phi+c^2\cos^2\theta)^2} \quad (8)$$

2.3 cavity

$$\sigma=4\pi\frac{A^2}{\lambda^2} \quad (9)$$

여기서 A는 面積

2.4 원형평면(circular flat plates, or disk)

$$\sigma=4\pi\frac{A^2}{\lambda^2} \quad (10)$$

$A=\pi a^2$, 여기서 a는 원의 半經

2.5 球(sphere)

$$\sigma=\pi a^2 \quad (11)$$

a는 球의 半經

3. 各部分의 計算

3.1 프로펠라(propeller): σ_1

wire로 본 경우 式(7)을 使用하여 求한다.

$L=2.3\text{m}$ $a=5\times10^{-2}\text{m}$

$\phi=0^0$, $\gamma=1.78$

$$\sigma=\frac{\pi(2.3)^2\cos^40^\circ}{\left(\frac{\pi}{2}+\ln\left(\frac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(5\times10^{-2})}\right)\right)^2}=3.46\ \text{m}^2$$

Propeller는 中心의 양측에서 서로 反對로 twist

되어 있으므로 中心部의 反射만을 고려하면 flat disk의 경우로 式(10)을 使用하여

$$a=5\times10^{-2}\ \mathrm{m}$$

$$\sigma=4\pi^3\frac{(5\times10^{-2})^4}{(1.1\times10^{-1})^2}=0.064\ \mathrm{m}^2$$

이다.

3.2 동체(fuslage): σ_2

楕圓體로 본 경우 式 (8)을 使用하여

$$a=4.5\times10^{-1}\ \mathrm{m},\quad b=5\times10^{-1}\ \mathrm{m}$$

$$c=3.7\ \mathrm{m}$$

$$\sigma=\frac{\pi(4.5\times10^{-1})^2(5\times10^{-1})^2}{(3.7)^2}=1.15\times10^{-2}\ \mathrm{m}^2$$

sphere로 본 경우 式 (11)을 使用하여

$$a=5.5\times10^{-1}\ \mathrm{m}$$

$\sigma=\pi(5.5\times10^{-1})^2=9.5\times10^{-1}\ \mathrm{m}^2$이며 sphere의 前面에 평편한곳이 있으므로 式(10)를 使用하여,

$$a=1.4\times10^{-1}\mathrm{m}$$

$$\sigma=\frac{4\pi^3(1.4\times10^{-1})^4}{(1.1\times10^{-1})^2}=3.933\ \mathrm{m}^2$$

으로 sphere+disk의 結果는 $4.883\mathrm{m}^2$이나, 楕圓體로 보아 평편한곳의 $3.933\mathrm{m}^2$을 合한 $3.9445\ \mathrm{m}^2$을 동체의 RCS, 또 engine ducts가 있으므로 이것을 cavity로 계산하여 사용코저 한다.

3.3 Engine ducts: σ_3

$$d=1.8\times10^{-1}$$

$$\sigma=4\pi\cdot\frac{(1.8\times10^{-1})^4}{(1.1\times10^{-1})^2}=1.09\mathrm{m}^2$$

4個가 거의같은 位置에 있으므로

$\sigma=4.36\ \mathrm{m}^2$이다.

3.4 날개(wing) : wire로 본 경우

(1) 左側 : σ_4

$L=1.8\ \mathrm{m}$, $a=9\times10^{-2}\ \mathrm{m}$이므로 式 (7)에서 $\phi=90°$(수직편파)

$$\sigma=\frac{\pi(1.8)^2\cos^4 90°}{\left(\frac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\frac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(9\times10^{-2})}\right)^2}=0\ \mathrm{m}^2$$

(2) 右側(左側과 同一하므로) : σ_5

$$\sigma=\frac{\pi(1.8)^2\cos^4 90°}{\left(\frac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\frac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(9\times10^{-2})}\right)^2}=0\ \mathrm{m}^2$$

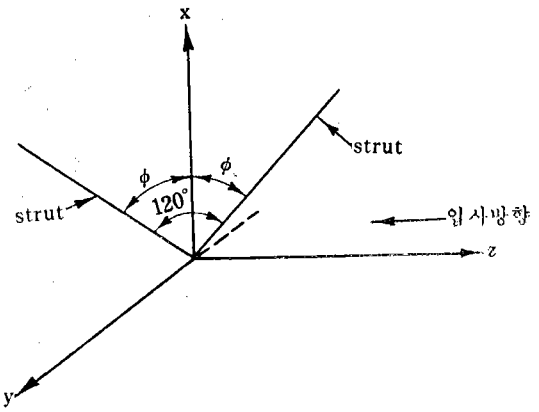

그림 3. 직교좌표계에서의 struts
Fig. 3. Struts in the rectangular coordinates

(3) 左側 2° 35′ sweep back wing 部分 : σ_6

$L=2.73\ \mathrm{m}$ $a=9\times10^{-2}\ \mathrm{m}$이므로 式(6)에서

$$\sigma=\pi(2.73)^2\sin^2(87°25')\times\left\{\frac{\sin\left(\frac{2\pi(2.73)}{1.1\times10^{-1}}\cos(87°25')\right)}{\frac{2\pi(2.73)}{1.1\times10^{-1}}\cos(87°25')}\right\}^2\Bigg/\left\{\left(\frac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\frac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(9\times10^{-2})\sin 87°25'}\right)^2\right\}$$

$\cos^4 90°=0\ \mathrm{m}^2$

(4) 右側 2°35′ sweep back wing 部分 : σ_7

左側과 同一하므로로 $\sigma=0\ \mathrm{m}^2$

3.5 struts: σ_8, σ_9

wire로 보면 右側 strut $L=2.5\mathrm{m}$, $\phi=60°$, $a=2\times10^{-2}\mathrm{m}$ $\theta=90°$인 경우 式(7)에서

$$\sigma=\frac{\pi(2.5)^2\cos^4 60°}{\left(\frac{\pi}{2}\right)^2+\ln\left\{\frac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(2\times10^{-2})}\right\}^2}=4.71\times10^{-1}\ \mathrm{m}^2$$

左側 strut는 右側과 同一하므로

$\sigma=4.71\times10^{-1}\ \mathrm{m}^2$이다.

3.6 수평안정판(Horizortal stabilizer)

(1) 左側 20° sweep back 部分 : σ_{10}

$L=1.09\ \mathrm{m}$, $a=3\times10^{-2}\ \mathrm{m}$ 式 (6)에서

$$\sigma=\frac{\pi(1.09)^2\sin^2 70^\circ\left\{\dfrac{\sin\left(\dfrac{2\pi(1.09)}{1.1\times10^{-1}}\cos70^\circ\right)}{\dfrac{2\pi(1.09)}{1.1\times10^{-1}}\cos70^\circ}\right\}^2\cos^4 90^\circ}{\left(\dfrac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\dfrac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(3\times10^{-2})\text{in}70^\circ}\right)^2}=0\ \text{m}^2$$

(2) 左側 30° sweep back 部分 : σ_{11}

$L=0.234$ m, $a=3\times10^{-2}$ m 式 (6)에서

$$\sigma=\frac{\pi(0.234)^2\sin^2 60^\circ\left\{\dfrac{\sin\dfrac{2\pi(0.234)}{1.1\times10^{-1}}\cos60^\circ}{\dfrac{2\pi(0.234)}{1.1\times10^{-1}}\cos60^\circ}\right\}^2\cos^4 90^\circ}{\left(\dfrac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\dfrac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(3\times10^{-2})\sin60^\circ}^2\right)}=0\ \text{m}^2$$

(3) 左側 50° sweep back 部分 : σ_{12}

$L=0.3$ m, $a=3\times10^2$ m

$$\sigma=\frac{\pi(0.3)^2\sin^2 40^\circ\left\{\dfrac{\sin\dfrac{2\pi(0.3)}{1.1\times10^{-1}}\cos40^\circ}{\dfrac{2\pi(0.3)}{1.1\times10^{-1}}\cos40^\circ}\right\}^2\cos^4 90^\circ}{\left(\dfrac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\dfrac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(3\times10^{-2})\sin40^\circ}\right)^2}=0\ \text{m}^2$$

(4) 右側部分 : 左側과 同一하므로

$\sigma_{13}=0\ \text{m}^2$, $\sigma_{14}=0\ \text{m}^2$, $\sigma_{15}=0\ \text{m}^2$ 이다.

3.7 수직안정판(vertical stabilizer)

wire 로 보면 式(6)을 使用하여

(1) 20° gradient 部分 : σ_{16}

$L=0.78$ m, $a=4\times10^{-2}$ m

$$\sigma=\frac{\pi(0.78)^2\sin^2 20^\circ\left\{\dfrac{\sin\left(\dfrac{2\pi(0.18)}{1.1\times10^{-1}}\cos20^\circ\right)}{\dfrac{2\pi(0.78)}{1.1\times10^{-1}}\cos20^\circ}\right\}^2\cos^4 0^\circ}{\left(\dfrac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\dfrac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(4\times10^{-1})\sin20^\circ}\right)^2}=1.4\times10^{-3}\ \text{m}^2$$

(2) 50° gradient 部分 : σ_{17}

$L=0.4$ m, $a=4\times10^{-2}$ m

$$\sigma=\frac{\pi(0.4)^2\sin50^\circ\left\{\dfrac{\sin\dfrac{2\pi(0.4)}{1.1\times10^{-1}}\cos\ 50^\circ}{\dfrac{2\pi(0.4)}{1.1\times10^{-1}}\cos\ 50^\circ}\right\}^2\cos^4\ 0^\circ}{\left(\dfrac{\pi}{2}\right)^2+\left(\ln\dfrac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi4\times10^{-2}\sin50^\circ}\right)^2}=3.78\times10^{-4}\ \text{m}^2$$

(3) 55° gradient 部分 : σ_{18}

$L=0.7$ m, $a=4\times10^{-2}$ m

$$\sigma=\frac{\pi(0.7)^2\sin^2 55^\circ\left\{\dfrac{\sin\dfrac{2\pi(0.7)}{1.1\times10^{-1}}\cos 55^\circ}{\dfrac{2\pi(0.7)}{1.1\times10^{-1}}\cos 55^\circ}\right\}^2\cos^4 0^\circ}{\left(\dfrac{\pi}{2}^2\right)+\left(\ln\dfrac{1.1\times10^{-1}}{1.78\pi(4\times10^{-2})\sin 55^\circ}\right)^2}=4.33\times10^{-4}\ \mathrm{m^2}$$ 이다.

以上의 結果를 Relative phase method로 合하면 式 (2)에서

$$\begin{aligned}\sigma=\Big|&(0.064)^{\frac12}+(3.9445)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(3.7)}{1.1\times10^{-1}}\right)+(4.36)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(0.31)}{1.1\times10^{-1}}\right)\\&+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(1.56)}{1.1\times10^{-1}}\right)+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(1.56)}{1.1\times10^{-1}}\right)+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(1.72)}{1.1\times10^{-1}}\right)\\&+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(1.72)}{1.1\times10^{-1}}+(0.471)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(1.8)}{1.1\times10^{-1}}+(0.471)^{\frac12}\exp\left(\frac{4\pi(1.8)}{1.1\times10^{-1}}\right)\right.\right.\right.\\&+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(6.084)}{1.1\times10^{-1}}+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(0.32)}{1.1\times10^{-1}}+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(6.47)}{1.1\times10^{-1}}\right)\right.\right.\right.\\&+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(6.084)}{1.1\times10^{-1}}+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(6.32)}{1.1\times10^{-1}}+(0)^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(6.47)}{1.1\times10^{-1}}\right)\right.\right.\right.\\&+(1.4\times10^{-3})^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(5.69)}{1.1\times10^{-1}}\right)+(3.78\times10^{-4})\exp\left(-i\frac{4\pi(6.16)}{1.1\times10^{-1}}\right)\\&+(4.33\times10^{-4})^{\frac12}\exp\left(-i\frac{4\pi(6.318)}{1.1\times10^{-1}}\right)\Big|^2\doteqdot9\mathrm{m^2}\end{aligned}$$

Random phase method로 合하면 式 (3)에서

$\sigma_{ave}\doteqdot9.31\mathrm{m^2}$ 이다.

4. 實 驗

RCS의 正確한 實驗値를 구하려면 航空機의 各部分을 간단한 모델로 축소제작하여 이모델의 실험치를 求해 合成한다.

이 모델의 실험경우는 정지된 상태에서 행하게 되나 本論文에서는 비행중인 항공기의 RCS을 測定한 것이다.[5]

Radar로 航空機를 추적하였음으로 電磁波의 送受信點이 同一한 monostatic RCS이다. 이 실험에 使用된 Radar의 特性은 표1과 같다.

表 1. Radar 特性

最大探知距離	: 60 NM
안테나 특성도	: 부채꼴
안테나 회전수	: 15 rpm
周波數범위	: 2,700~2,900 $\mathrm{MH_z}$
送信피크電力(P_t)	: 400 KW
펄스반복주기(PRF)	: 1,200 pps
잡음지수(NF)	: 最高4 dB(parametric amp)
중간주파대역폭	: 30 $\mathrm{MH_z}$
감 도	
MTI	: 107 dB(parametric amp.)
MTI OFF	: 109 dB(parametric amp.)
PPI 직경	: 17 inch
Spot 직경	: 0.8 mm
수평비임폭	: 1.5°
PPI 掃引時間	: 741 μsec
도파관 손실(L_{tr})	: 3 dB
펄스폭	: 0.85 μsec
안테나 利得	: 34 dB

航空機의 비행코스는 X공항 Radar 設置後 FAA가 실시한 Flight check 結果를 참고로하여 170°方向 3000ft의 고도로 수평비행코스를 선정했다. 航空機와 Radar scope를 판독하는 실험자간에는 공지통신망(VHF)을 利用하여 통화를 하며 비행코스등 실험데타를 교환했다.

同一한 高度와 코스에서 완전히 개인날 2日間에 걸쳐 6時間의 비행시간동안 地上 Radar scope上의 target을 A-scope와 PPI scope로 관찰한 結果는 그림 (4),(5)와 같다.

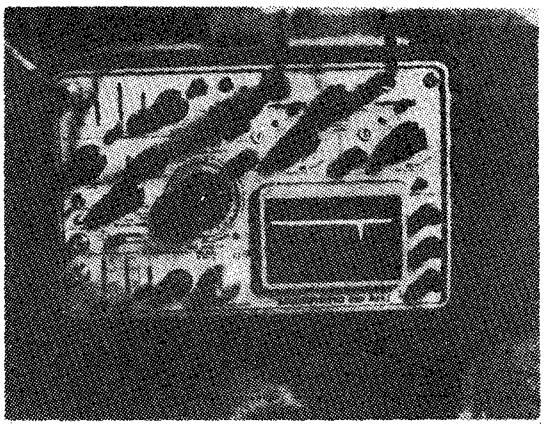

그림 4. A scope 上의 目標物
Fig. 4, target on the A scope

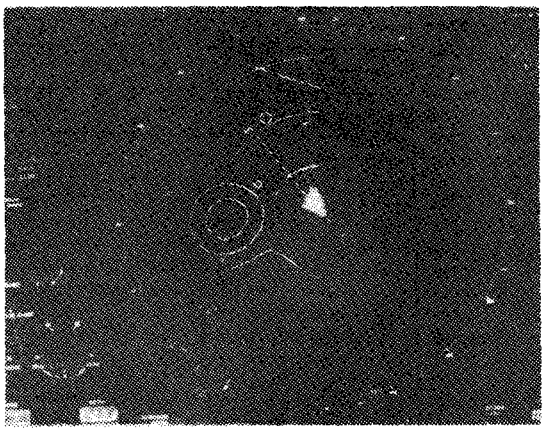

그림 5. PPI Scope 上의 目標物
Fig. 5. target on the PPI scope

Scope 上에서 Target가 사라지는 Radar의 最大探知距離는 여러차례 실험결과 outbound時(비행기의 후편 RCS) 24 NM이었으며 이 때의 Radar 상태는 출력 400 W(average), NF 3.5 dB였다. inbound時(비행기 전면의 RCS)는 27.1 NM로, Radar出力은 400W(average) NF는 3.25 dB였다. 使用中인 Radar로써 σ를 測定할 경우에는[9]

$$\frac{P_t}{P_r}=\frac{G^2\lambda^2\sigma}{(4\pi)^3R^4} \tag{11}$$

P_t: 送信電力　　P_r: 受信電力
λ : 使用波長　　G: 送受信 artenna 利得
R: Antenna로부터 目標物까지의 거리
σ: Radar cross section

의 식에서 R과 P_r을 測定하므로써 σ를 求할 수 있다. 普通 Radar 장비에는 자동이득조절장치가 있으며 이 AGC 電壓은 受信電力(P_r)의 函數이므로 AGC電壓을 測定하므로써 式(11)에서 나머지가 상수이므로 RCS의 變化를 그대로 測定할 수가 있다. 그러나 本論文에서는 Target가 사라지는 그순간의 거리를 측정 Radar 受信機의 S/N比, system loss 등을 Radar方程式에 代入하여 σ를 구하고저 한다.

5. 實驗値의 分析

RCS의 計算에 使用한 最大探知距離에 關한 實用 Radar方程式은 다음과 같다.[8, 10]

$$R_{max}=\frac{P_t G^2\lambda^2\sigma}{(4\pi)^3(KT_0)\left(\frac{1.2}{\tau}\right)(NF)\frac{\left(\frac{S_o}{N_o}\right)_1}{n}L_i(n)\,L_f}\cdot\frac{1}{L_{system}} \tag{12}$$

여기서

R_{max} : 探知確率 P_D에서 目標를 探知할 수 있는 最大探知 距離
P_t : 送信 peak 出力 W
G : Antenna 利得
λ : 自由空間波長 m
σ : 目標의 有效反射面積 m^2
KT_o : T_o=290°K일때 3.97×10^{-21} Joule
τ : 送信 pulse 幅 sec
NF : 受信機雜音指數
$\left(\frac{S_o}{N_o}\right)_1$: 1個의 펄스만이 주어진 誤警報確率에 대하여 要求되는 探知確率을 만족하는데 必要한 信號電力
n : 펄스 bit 數(積分되는 펄스數)
$L_i(n)$: 펄스積分하는 경우의 補正値
L_f : 目標가 동요하고있는 경우의 補正値
L_{system}: 보다 正確한 探知距離를 豫測하기 위한 諸補正値

最大利得에 對한 最大探知距離 $R_{max}(\alpha_0)$를 계산하는데 使用한 레이다垂直 Antenna pattern은 그림 (6)과 같으며 이것은 3項의 실험에 사용한 Radar의 수직특성도이다. 各仰角方向 α에 對한 最大探知距離를 $R_{max}(\alpha)$라하고 α_0를 antenna 最

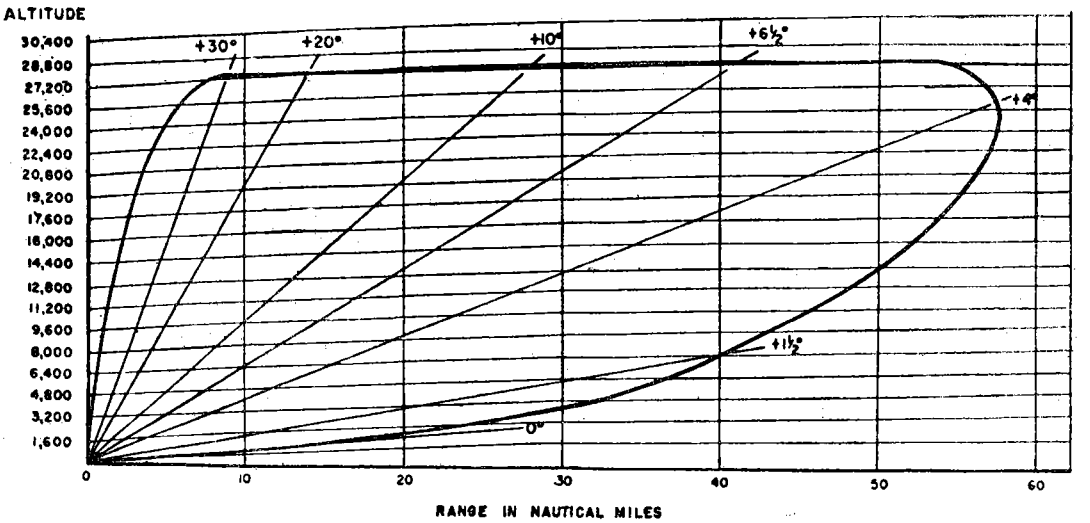

그림 6. 레이다안테나의 복사패턴
Fig. 6. Radiation pattern of Radar antenna

大利得의 仰角方向이라하면 antenna 最大利得에 關한 關係式은 다음과 같다.

$$R_{man}(\alpha)=R_{max}(\alpha_0)\left|\frac{G(\alpha)^2}{G(\alpha_0)^2}\right|^{\frac{1}{4}} \qquad (13)$$

여기서 $R_{max}(\alpha)$는 3項의 實測値 27.1 NM이다. 任意의 仰角方向 α에 對한 antenna 利得 $G(\alpha)$은 수직 antenna pattern에 依하여

$$\frac{G(\alpha)}{G(\alpha_0)}=\frac{31}{57.4}$$ 이고,

式 (13)를 dB로 換算하여 계산하면 antenna 最大利得의 仰角方向에 對한 最大探知距離

$R_{max}(\alpha_0)$는 $R_{max}(\alpha_0)=36.7$ NM이다,

따라서 3項의 諸元을 근거로 계산한 式(12)의 各項값은 다음과 같다.[8, 10]

分 母	分 子
$(4\pi)^3=2\times10^3$	$P_t=4\times10^5$ W
$KT_0=4\times10^{-21}$ Joule	$G=2.51\times10^3$
$\left(\frac{1.2}{\tau}\right)=1.4\times10^6$	$\lambda=1.1\times10^{-1}$ m
NF=2.114	$\sigma=x$ m²
$\frac{\left(\frac{S_o}{N_o}\right)_1}{n}=1.41$	
$L_i(n)=1.91$	
$L_f=3.16$	
$L_{system}=6.18$	

故로 式 (12)에서 구하고저하는 Radar cross section(σ)는 約 8.65m²이다.

6. 結 論

航空機 cessna 305의 前面 RCS는 理論的인 계산치가 9.31 m²였고, 實驗値가 8.65 m²로 약 0.66 m²의 차이가 있었으며 前面의 RCS는 主로 동체(fuslage)의 평편한면과 engine ducts의 RCS가 가장 크고 wing과 horizontial stabilizer는 수직편파의 경우 영이고 vertical stabilizer等의 RCS는 무시할 수 있을 정도의 크기였다. 또 前面은 後面보다 큰 RCS를 갖는다는것이 실험결과에서 알 수 있었다. 各部分의 RCS를 合하는 方法間에 차이는 거의 없었으며 Relative phase method의 경우 ϕ_i의 正確한 測定이 가장 문제였다. 이론치를 合하는 경우 Random phase method를 적용하는 것이 편리하였다.

參 考 文 獻

1) R.G. Kouyoumjian and L. peters, JR., : "Range requirements in radar cross section measurements", proc. IEEE, Vol. 53, pp. 920-928, August 1965.
2) J.W. crispin, JR. and A. L. Maffett: "Radar cross section estimation for simple shapes", proc, IEEE, Vol. 53, pp. 833-847, August 1965.

3) J. W. crispin, JR, and A. L. Maffett: "Radar cross section estimation for complex shapes", proc. IEEE, Vol. 53, pp. 972-981. August 1965.

4) C. G. Bachman: "Some recent developments in RCS measurements techniques", proc, IEEE, Vol. 53, pp. 962-972, August. 1965,

5) I. D. Olin and F. D. Queen: "Dynamic measurement of radar cross section", proc. IEEE, Vol. 53, pp. 954-961, August 1965,

6) J. W. crispin, Jr, and A. L. Maffett: "Estimating the radar cross section of a cavity" IEEE Trans, Aerospace and electronic sys., Vol, AES-6, pp. 672-674, September 1970.

7) J. W. Moll and R. G. Seecamp: "Calculation of radar reflecting properties of jet engine intakes using a waveguide model", IEEE Trans, Aerospace and Electronic sys., Vol. AES-6. pp. 675-683, September 1970.

8) R. S. Berkowitz: "*Modern Radar*": New york, John wiley & sons, Inc, pp. 3~27, pp. 546~573, 1965.

9) P. Blacksmith, JR., R. E. Hiatt, and R. B. Mack: "Introduction to radar cross section measurements", proc. IEEE, Vol. 53, pp. 901-919, August 1965.

10) J. V. Pifranco and W. L. Rubin: "*Radar Detection,*" N. J., prentice-Hall, Inc., pp. 446~475, 1968.