

音響的方法による航空機の位置標定

小畑 秀文・石井 泰・五十嵐 寿一

Location of Aircraft by Acoustic Method

By

Hidefumi KOBATAKE, Yasushi ISHII and Juichi IGARASHI

Abstract: This paper describes the study on the measurement of the aircraft positions at near distance applying a correlation technique to the aircraft noise.

The acoustic path difference between two microphones placed at an observation point is determined from the peak of the cross-correlation function of the noise signals obtained by those microphones, giving the elevation angle of the aircraft. The elevation angles at two observation points determine the cross-point of the flight path of the aircraft on the vertical plane including those two points.

The noise sources of the aircraft spread widely and the position of the center of the sources located by this measuring method is considered. The effects and corrections of the weather conditions such as the temperature or wind, which affect the acoustic wave propagation, are also discussed in this paper.

The results of the preliminary experiment show the possibility of the application to the practical use such as noise monitoring system.

概 要

本論文は相関法により比較的近距离にある航空機の位置を音響的に測定する方法について述べたものである。原理は観測点を2つ設け、それらを含む垂直面を航空機が通過する位置を三角法によって求めるものである。そのための観測点からの航空機の仰角の測定に相関法を用いる。すなわち、航空機から各観測点に設置された2つのマイクロフォンまでの距離差をマイクロフォン出力の相互相関々数の最大値の位置から求め、この値から仰角を決定するものである。

航空機の騒音源は点音源ではなく大きな広がりを持っており、本測定法によって定まる音源の中心点について検討がなされる。また、気温や風のような気象条件は音波の伝搬に影響を与えるが、その影響とそれに対する補正法についても検討を加える。

基礎実験の結果、本手法が十分実用になるものであり、騒音監視システムや航空安全設備などへ応用可能であることが示された。

1. 序 論

航空機による空港周辺の騒音の被害は国際的な問題であって、今後ジェット機の大型化や

利用人口の増加に伴う運航量の急激な増加が見込まれるため、早急にその対策を迫られている社会問題の1つである。この問題の根本的解決方法は航空機の発生する騒音のレベルそのものを引き下げることであるが、それが今のところ技術的に不可能であるために、運航計画によって現状以上の悪化を防いでいるというのが実情と思われる。各地での騒音測定や騒音監視システムなどは、そのために必要な騒音分布の把握を目的としたものであるが、究極的には航空管制システムに組み入れるべきものであろう。

一方、航空機の飛行経路は着陸時には比較的一定のコースをたどるが、離陸時には多種多様な飛び方をする。したがってレーダーとか他の光学的測定装置などを用いなくても、騒音の測定と同時に飛行経路も求めることができれば、航空機が所定のコースから外れても騒音レベルの測定値に対して補正することができ、またこの測定法自体、航空管制システムや航空安全設備への応用も考えられる。

本論文では、このような目的のために、騒音計を用いて騒音測定と同時に航空機の飛行経路を音響的に測定する方法について、まずその原理を述べ、測定値に与える風や気温の影響やその補正法および本測定法の精度についても触れたあと、本手法の有効性を確かめるための実験結果について述べる。

2. 測定原理

測定原理は三角法そのものであり、Fig. 1 に示すように、航空機の通過点の両側に定められた2つの地点 L, R にそれぞれ観測点を設置し、航空機がこれらの観測点を含む垂直面 P 上に達したときの観測点からみた航空機の仰角 θ_L, θ_R を測定する。仰角が測定されれば三角法の原理によって三角形の頂点 S が航空機の位置の測定点として定まる。航空機が垂直面 P 上に達した瞬間とそのときの仰角を測定するために、各測定点では同図に示すように3本のマイクロフォン $M1, M2, M3$ が設置されている。 $M1$ と $M2$ は平面 P が垂直二等分面となるように配置し、 $M3$ は設置の容易さを考慮して $M2$ の鉛直線上に配置する。このように配置すると、音源が平面 P 上にあるときには、そこから $M1$ および $M2$ までの距離が等しくなるから $M1$ と $M2$ の出力は等しく、それらの相互相関関数 $\phi_{12}(\tau)$ は $\tau=0$ で最大値をとる。したがっていま仮に航空機を点音源と考えると、航空機が平面 P 上に達した時刻は $\phi_{12}(\tau)$ が $\tau=0$ で最大値をとる瞬間として知ることができる。一方、平面 P 上に音源があり、それを観測点からみたときの仰角を θ とすると、音源から2つのマイクロフォン $M2$ と $M3$ までの距離差は、 $\overline{M2 \cdot M3} (=l)$ に比べて音源が遠いときには、 $l \sin \theta$ であるから音速を c とすると $M2$ の出力は $M3$ の出力に比べて $l \sin \theta / c (\triangleq \tau'_{\max})$ だけ遅れたものとなる。したがって $M2$ と $M3$ の相互相関関数 $\phi_{32}(\tau')$ は τ'_{\max} で最大値をとる。これから、 $\phi_{32}(\tau')$ が最大値をとる τ' の値 τ'_{\max} を測定すれば音源の仰角の測定値 $\hat{\theta}$ は

$$\hat{\theta} = \sin^{-1} \left(\frac{c \cdot \tau'_{\max}}{l} \right) \quad (1)$$

で求められる。

以上の考え方にに基づき、 $\phi_{12}(\tau)$ と $\phi_{32}(\tau')$ に対するそれぞれの短時間相互相関関数 $\phi_{12}^T(\tau, t)$ および $\phi_{32}^T(\tau', t)$ を連続的に求めていき、 $\phi_{12}^T(\tau, t)$ の最大値が $\tau=0$ で生ずる瞬間の $\phi_{32}^T(\tau', t)$

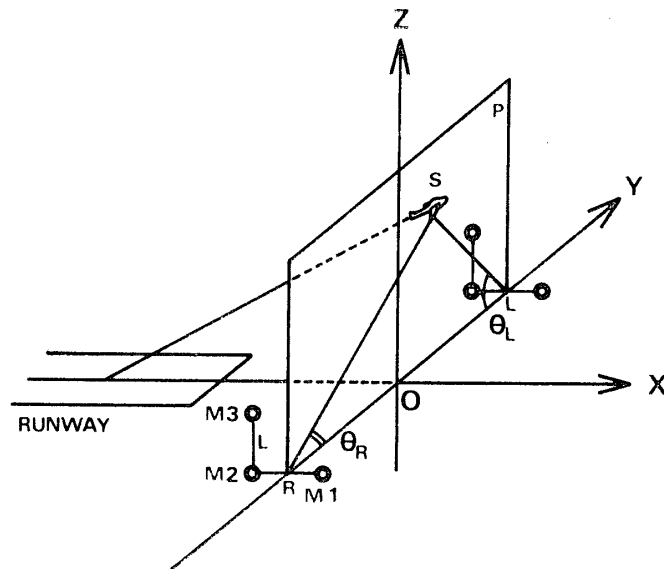


Fig. 1 Schematic diagram of experimental setup.

の τ'_{\max} を測定し、(1)式に基づいて音源の仰角を求めるというのが本測定法の原理である。実際の測定に当ってはマイクロフォン出力をまずデータレコーダに録音し、実験室内でそれを再生して処理した。また本手法による測定と同時にカメラを用いて航空機が平面 P 上に達した瞬間を写真に撮り、フィルム上の像の位置から仰角 θ を算出し上記の方法により得られる値と比較した。なお本論文では測定は片側からの仰角の測定だけに限って話を進めることにする。

3. ジェット騒音源の中心

3.1 ジェット騒音源

航空機のジェットエンジンの騒音源は主に3つの部分に分けられる。Fig. 2は代表的なターボジェットエンジンの騒音発生源を図示したもので [1]、空気吸入口、fan discharge duct およびノズルから噴出するジェット気流の3つである。前二者からの騒音は fan noise が主であり、これは約 2 kHz 以上の高周波成分からなり、しかもそれはほとんど周期音に近い。

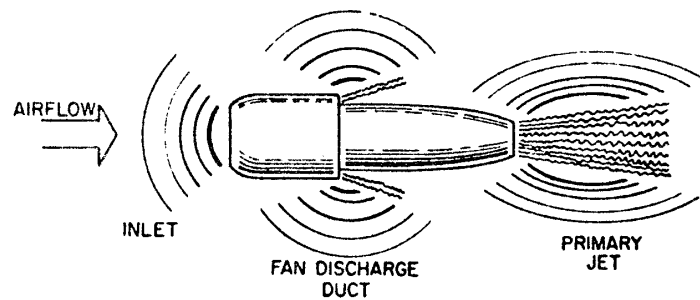


Fig. 2 The sources of noise radiated from a typical turbofan engine (J. G. Lowry, 1970).

これに対しジェット騒音はノズルから噴射されるジェット気流と周囲の空気とが混合し乱れが発生することから生ずるもので、fan noise よりも低周波数領域にあり、しかも周期性を持たない雑音である。この騒音源の長さはノズルの直径 D の約 10 倍であることが知られている [2]。したがって航空機の騒音源はエンジンを 1 つに限っても長さは 10 m から 15 m に達することになる。

このように対象とする航空機の騒音源は点音源ではなく広がりを持つことを測定に際して考慮する必要がある。

3.2 広がりを持つ音源と短時間相関々数

長さを持つ音源を相関法を用いて位置決めするときの基本的性質を調べるため、Fig. 3 に示すような一定速度で移動しつつある長さ $2d$ の直線状の音源を考える。図は時刻 t が 0 のとき音源の中心が y 軸上にある場合を示している。ここで取扱いを簡単にするために、移動しつつある直線状音源を、点音源が、密に並んだ直線上を幅 $2d$ の区間以外の音源を抑制しながら移動する一種のマスクに置き替えることにする。座標 (x, y_0) で発せられる音波を $s(x, t)$ とすれば $h(x)$ をステップ関数として直線状音源からの音波は次のように表わされる。

$$s(x, t) \cdot h(x+d-vt) \cdot h(vt+d-x) \quad (2)$$

ただし

$$h(x) = \begin{cases} 1 & (x \geq 0) \\ 0 & (x < 0) \end{cases} \quad (3)$$

したがってこの直線状音源を M_1, M_2 の 2 点でマイクロフォンにより観測するとすれば (x, y_0) の音源からの音は観測点 $M_i (i=1, 2)$ では次のようになる。

$$S_i(x, t) = \frac{1}{r_i(x)} \cdot s\left(x, t - \frac{r_i(x)}{c}\right) \cdot H_i(x, t) \quad (4)$$

ただし、

$$H_i(x, t) \triangleq h\left(x+d-v\left(t - \frac{r_i(x)}{c}\right)\right) h\left(v\left(t - \frac{r_i(x)}{c}\right) + d - x\right) \quad (5)$$

$$\left. \begin{array}{l} r_1(x) \\ r_2(x) \end{array} \right\} = \sqrt{(x \pm a)^2 + y_0^2} \quad (6)$$

であり、 $H_i(x, t)$ は観測点 M_i からみたときの時刻 t での音源の存在範囲を与えるものである。観測点での受信音 $S_i(t)$ は (4) 式を x に関して積分したものであるから、

$$\begin{aligned} S_i(t) &= \int_{-\infty}^{\infty} S_i(x, t) dx + n_i(t) \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{r_i(x)} \cdot s\left(x, t - \frac{r_i(x)}{c}\right) H_i(x, t) dx + n_i(t) \end{aligned} \quad (7)$$

ここに $n_i(t)$ はマイクロフォン出力のうち互いに無相関な成分を表わすものとする。ここで

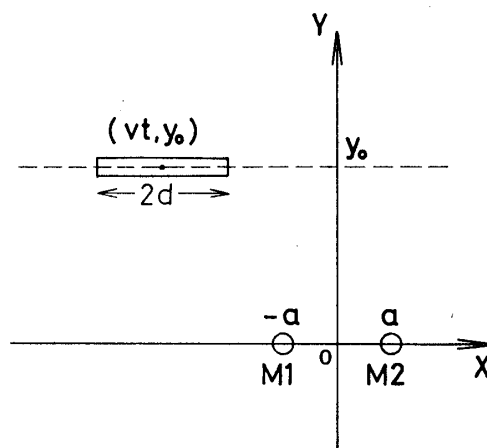


Fig. 3 Physical model and the coordinate system.

時定数 T の一次遅れで平滑する $S_1(t)$ と $S_2(t)$ の短時間相関々数を $\phi_{12}^T(\tau, t)$ とすればそれは次のように書ける.

$$\phi_{12}^T(\tau, t) = \int_{-\infty}^t S_1(\alpha) S_2(\alpha - \tau) e^{-\frac{1}{T}(t-\alpha)} d\alpha. \quad (8)$$

ここで簡単のため音源の各部分から発せられる音波は互いに無相関でしかもその自己相関々数は総て等しく $\phi_{ss}(\tau)$ であるとする (8) 式の期待値をとれば次のようになる.

$$E[\phi_{12}^T(\tau, t)] = \int_{-\infty}^t \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{r_1(x) \cdot r_2(x)} \phi_{ss}\left(\tau - \frac{r_1(x) - r_2(x)}{c}\right) H(x, \alpha, \tau) e^{-\frac{1}{T}(t-\alpha)} dx d\alpha. \quad (9)$$

ここに,

$$H(x, \alpha, \tau) \triangleq H_1(x, \alpha) \cdot H_2(x, \alpha - \tau) \quad (10)$$

であり, これは時刻 α のとき遅れ時間を τ としたときの 2 つの観測点からみた音源の共通部分を与える関数である. したがって, (9) 式からマイクロフォン出力の短時間相互相関々数は刻々長さが増える音源からの音波の自己相関々数に指数的重みをつけて積分したものであることが知れる.

観測点 M_i からみた音源の範囲は次の不等式を満たす x の範囲で与えられる.

$$vt - d \leq x + \frac{v}{c} r_i(x) \leq vt + d. \quad (11)$$

これを満す x は次式のようになる.

$$\alpha_i \leq x_i \leq \beta_i, \quad i=1, 2. \quad (12)$$

ここに,

$$\left. \begin{aligned} \alpha_1 \right\} &= \frac{1}{c^2 - v^2} \left[\{c^2(vt - d) \pm v^2 a\right. \\ &\quad \left. - \sqrt{\{c^2(vt - d) \pm v^2 a\}^2 - (c^2 - v^2)\{c^2(vt - d)^2 - v^2(a^2 + y_0^2)\}} \right], \\ \alpha_2 \right\} & \\ \beta_1 \right\} &= \frac{1}{c^2 - v^2} \left[\{c^2(vt + d) \pm v^2 a\right. \\ &\quad \left. - \sqrt{\{c^2(vt + d) \pm v^2 a\}^2 - (c^2 - v^2)\{c^2(vt + d)^2 - v^2(a^2 + y_0^2)\}} \right]. \\ \beta_2 \right\} & \end{aligned} \quad (13)$$

これから長さを持つ音源が接近しつつあるときには音源の長さは伸びて観測され, 逆に遠ざかりつつあるときには実際の長さより短かく観測されることが知れる. これは Fig. 4 から定性的に理解されよう. すなわち音源の先端 S_F と終端 S_E から観測点までの距離を音波が伝わるのに要する時間をそれぞれ T_F, T_E とすれば, この図のように音源が接近しつつあるとき, $T_F < T_E$ は明らかで, S_E で発した音波が観測点 O に達するのと同時刻に観測点 O に達する先端からの音波は S_F からのものではなく, ある微小時間の間に音源の先端が移動した位置 S_P から出た音となる. $T_E - T_P \triangleq \Delta t$ とすれば S_P は S_F の $v \cdot \Delta t$ だけ前方になり, 観測点 O からみたときの音源は $S_P S_E$ の長さに見え実際の長さより $v \cdot \Delta t$ だけ伸びて観測さ

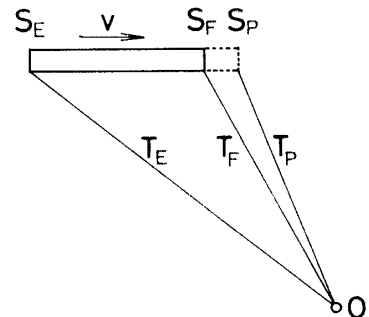


Fig. 4 Expansion and contraction of the noise source length.

れるわけである。逆に音源が遠ざかりつつあるときには音源の長さは縮んで観測される。

簡単な解析から、音源の伸縮率が最大になるのは $y_0=0$ のときであり、

$$\left. \begin{aligned} \text{縮み率} &= \frac{v}{c+v}, \\ \text{伸び率} &= \frac{v}{c-v} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

であることが知れる。たとえば、 $c=340$ m/s, $v=70$ m/s のとき、縮み率は約 $1/7$ 、伸び率は約 $1/4$ とかなり大きな値となり、ジェットエンジンの騒音源の長さが 10 m から 15 m であるからその伸縮は 3 m 前後の値になり得ることが知れよう。ただし、本研究の場合のように、対象から数百メートル前後離れ、しかも正面を通過する前後を問題にしている場合にはこの音源の伸縮率は実際には問題にならない程度のものである。その一例として Fig. 5 に航空機が測定点の前方 340 m を秒速 70 m で通過するときの M1 からみた各時刻における音源の範囲を示した。M1 と M2 からみた音源の共通部分（すなわち $H(x, \alpha, \tau)=1$ の範囲）もこれとほとんど同じもので、図からは区別がつけられない。この図から短時間相関々数を

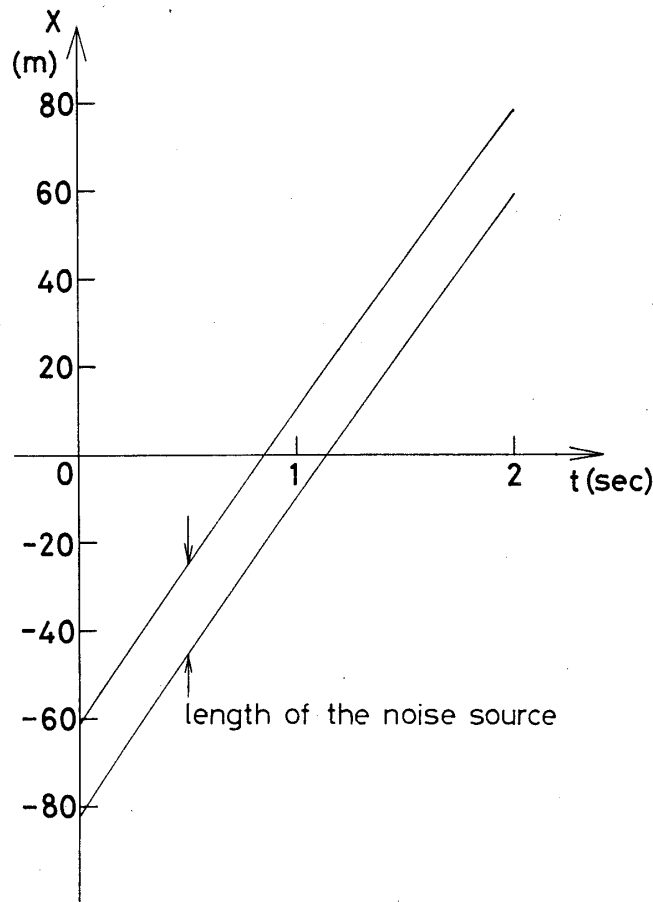


Fig. 5 Time history of the noise source length ($c=340$ m/s, $v=70$ m/s, $d=10$ m, $a=0.5$ m, $y_0=340$ m).

求めるのに必要な平均時間の間（時定数にして0.2秒前後）では音源の長さは一定で等速度で移動しているとみてさしつかえないことが知れる。

直線状音源の中心

短時間相互相関々数 $\phi_{12}^T(\tau, t)$ は (9) 式から直線状音源より発せられた各時刻の音の自己相関々数を時定数 T の一次遅れで平滑していることになる。したがって相関々数の変化が時定数に比べて十分にゆるやかであれば (9) 式から得られる短時間相関々数は現在よりも T 秒前の瞬間相関々数とみることができる。しかも前節の結果より、対象が正面に近いところでは各瞬間にマイクロフォンに受信される音は長さ $2d$ の直線状音源より出たものとみて良いことが知れたから、

$$\begin{aligned} E[\phi_{12}^T(\tau, t)] &\doteq \int_{-\infty}^{\infty} \frac{1}{r_1(x)r_2(x)} \phi_{ss}\left(\tau - \frac{r_1(x) - r_2(x)}{c}\right) H(x, t - T, \tau) dx \\ &\doteq \frac{1}{r_1(X+d)r_2(X+b)} \int_X^{X+2d} \phi_{ss}\left(\tau - \frac{r_1(x) - r_2(x)}{c}\right) dx \end{aligned} \quad (15)$$

となる。ただし X は時刻 $(t - T)$ での音源の終端の位置を示し、音波の減衰量は積分区間内では近似的に一定とした。いま

$$\left. \begin{aligned} a_L &\triangleq \frac{1}{c} \{ \sqrt{y_0^2 + (X+a)^2} - \sqrt{y_0^2 + (X-a)^2} \} \\ a_R &\triangleq \frac{1}{c} \{ \sqrt{y_0^2 + (X+2d+a)^2} - \sqrt{y_0^2 + (X+2d-a)^2} \} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

と置くとき、 $2d$ に比べて y_0 が十分に大きければ (15) 式はピーク値が $\tau = a_L$ と $\tau = a_R$ の間に一様に分布する相関々数を積分したものとみることができる。したがって直線音源のパワーが位置によらず一定であるならば $\phi_{12}^T(\tau, t)$ は

$$\tau_c = \frac{1}{2}(a_R + a_L) \quad (17)$$

で最大値をとる。一方、直線音源の中心 $(X+d, y_0)$ に点音源だけを考えたときの相互相関々数の最大値は

$$\tau_0 = \frac{1}{c} \{ \sqrt{y_0^2 + (X+d-a)^2} - \sqrt{y_0^2 + (X+d+a)^2} \} \quad (18)$$

で生ずる。(17) 式と (18) 式とを比較すると最大値が生ずる遅れ時間の間に

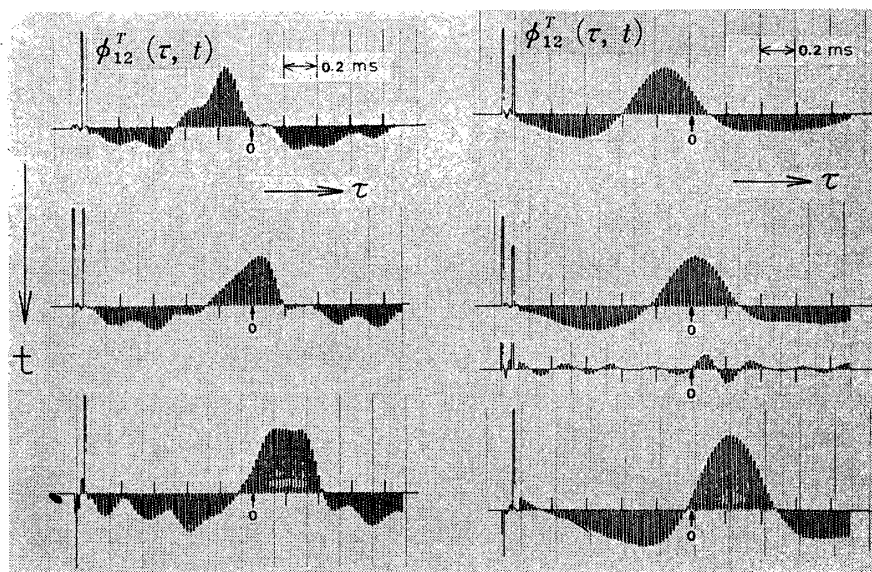
$$e = \tau_0 - \tau_c \quad (19)$$

だけの差があるが、この値はきわめて小さい。

(例) 各パラメータに実際的な値、 $d=5$ m, $a=0.5$ m, $y_0=100$ m, $c=340$ m/sec を代入したとき X の値を変えても e は真の値 τ_0 の高々 0.5% である。

すなわち、直線状の音源の位置を相互相関々数の最大値の位置から定めるときには、ほとんどその直線状音源の幾何中心が求められると考えて良い。

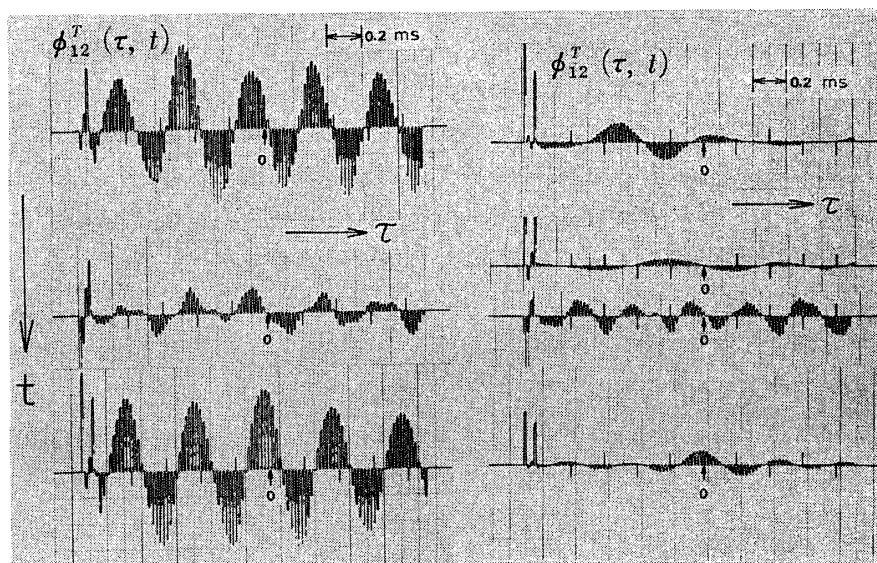
以上から、広がりを持ち一定方向に移動しつつある音源からの音波を2つのマイクロフォンで受け、その出力の相互相関々数のピークの位置から音源を定めると、それは伝搬遅れと平均化の時定数だけ前の時刻の音源の幾何中心を定めることになることがいえた。



(a)

(i) B-727

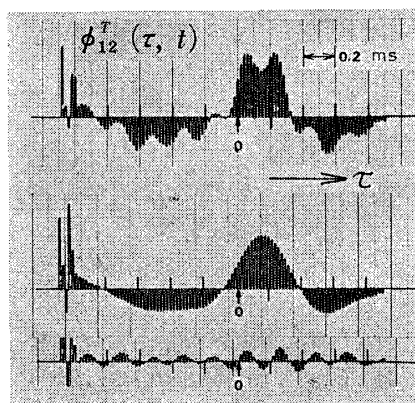
(b)



(a)

(ii) B-747

(b)



(iii) YS-11

Fig. 6 Examples of $\phi_{12}^T(\tau, t)$.

3.3 最大値の位置の不連続的移動とその対策

相互相関々数の最大値は航空機の位置の変化にしたがって τ 軸上で連続的に移動するはずであるが、マイクロフォンで受信した信号をそのまま用いて相関々数を求めた場合には航空機が観測点の正面近くに達するか、そこを通過した直後 (τ 軸上では最大値が $\tau=0$ の近くにある時) に最大値が2つに分離して τ 軸上で不連続的に遷移したり、または最大値が何処か不明になったりする現象がみられる。これは低周波雑音の発生源がエンジン騒音源全体に広がっているのに対し、高周波成分 (主に fan noise) の発生源は騒音源の前の部分のごく狭い範囲に限られており、両者の相関々数のそれぞれの最大値の位置が等しくないためである。しかし両者の周波数帯域がはっきりと異なるためにフィルタで分離して最大値の不連続的遷移を完全に防ぐことが可能である。両者を分ける周波数は 2 kHz 前後である。Fig. 6 はこのような例を示したものであり、同図 (i), (ii) の (a) は受信音をそのまま用いたときの $\phi_{12}^T(\tau, t)$ の時間変化を示し、(b) はそれを通過帯域 560~2,240 Hz の band-pass filter を通したのから求めたものである。同図 (iii) は上から順に受信音そのまま、band-pass filter を通したもの、および通過帯域 2,240 Hz 以上の high-pass filter を通したもののそれぞれの $\phi_{12}^T(\tau, t)$ を示す。(i), (ii) の例でも二番目のものに high-pass filter を通した例を同時に示してある。これらの例から周波数帯を分けることにより最大値の不連続的移動を防ぐことが知れよう。

分離した2つの周波数帯のうち、高周波領域の雑音はきわめて周期性が強く、複数個の各エンジンの周期に差があるためうなりの影響も加わって、最大値が非常に定めにくい。このため本研究では band-pass filter を用いて fan noise を除去し相関々数を求めた。なお低周波部分を除去したのは風や周囲からの雑音の影響を除くためである。

Fig. 7 はエンジン騒音の指向性を示すものであり、航空機を前方より観測するときにはエンジン前面からの音が主体であり、航空機が前方を通過していくにしたがって音の主体は後方の jet noise に移っていく。これは等価的に音源の長さや位置が航空機の位置によって変化することに相当し、したがって相関々数から定まる音源の位置が航空機上でも固定点ではないことを意味する。Fig. 8 は相関々数の最大値の位置の時間変化から音源の位置とその移動速度との関係を求めたもので、航空機が正面を通過する前後で音源の移動速度が明らかに減少しており、これは実際に音源が後方へ移動することを示すものである。この移動距離は 10 m から 15 m に及ぶこともある。エンジン騒音の指向性を考慮して単純化すれば、航空

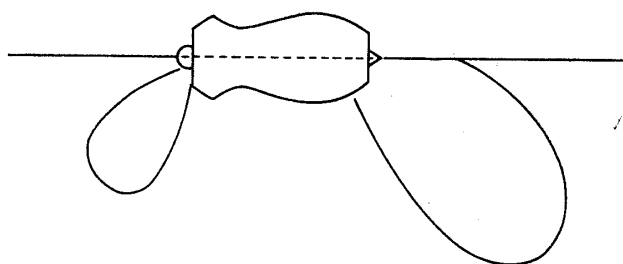


Fig. 7 Directivity of aircraft noise.

機が接近中には騒音源はエンジン前面だけと考えられ、それらの重心 S_F が音源中心となり、正面通過後はノズル（直径を D とする）の後方 $5D$ の位置に点音源を考え、それらの重心 S_R が音源中心となろう。すなわち、Fig. 9 のごとく S_F から S_R が単純化したときの音源移動の範囲となる。実際に滑走路から 150 m の位置にて音源の移動範囲を測定したところ、航空機が接近中は機種によらず音源は大体 S_F に等しい位置であったが、通過後の音

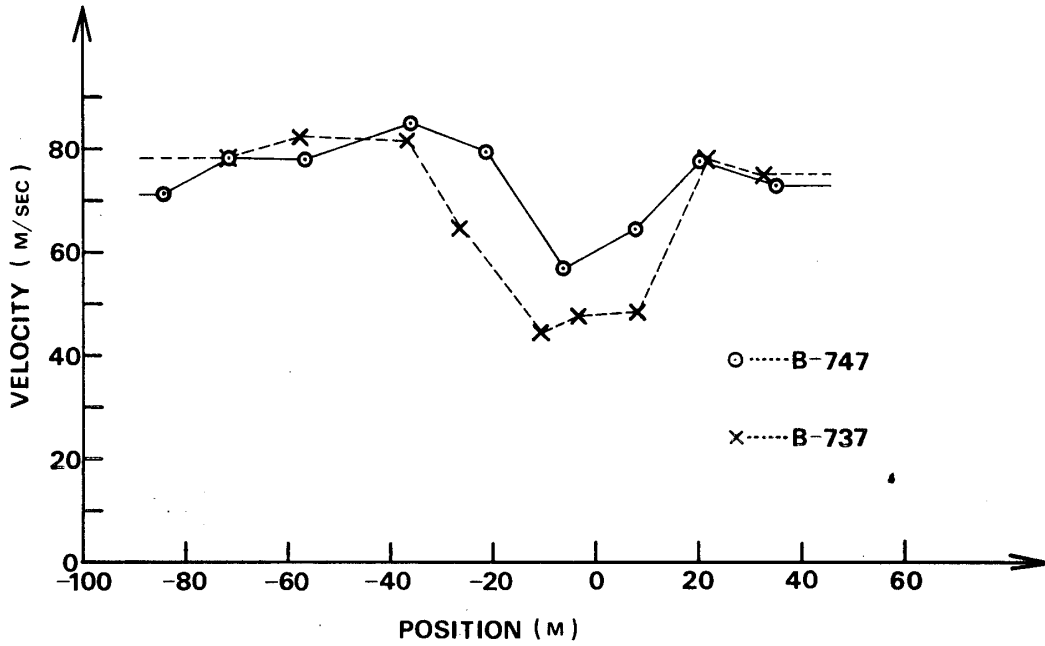


Fig. 8 Relationship between the position and the velocity of the noise source.

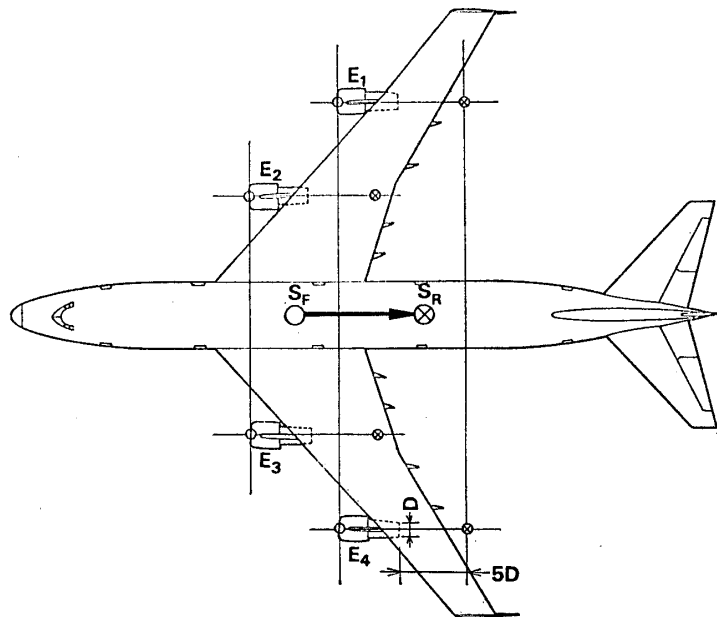


Fig. 9 Shift of the position of the noise source.

源の位置は S_R の前後に機種による変動が認められた。これはおもにエンジンの構造とその時のエンジンの動作状態によるものと思われるが、平均的には S_R の位置と考えて良い。航空機が正面を通過する瞬間の音源の中心は Fig. 8 の速度変化の様子からほぼ移動範囲の中心と考えて良いが、便宜上、光学的に測定した音源の位置は左右のエンジンの最後部の中点とした。これは写真上での音源の位置の読取りを容易にするためと、この位置が前後方向に変動しても、水平面に対する航空機の傾きが小さいため、仰角には大きな影響を与えないからである。

4. 気象条件による影響とその補正

気象条件のうち音の伝搬に大きな影響を与えるものは風と気温である。本節ではその影響を調べその補正法について論ずる。

4.1 風の影響とその補正

風の向きと速さは空間的にも時間的にも変動するものと考えられるが、ここでは取扱いを簡単にするために、それらの変動はないものとする。

風がない場合には点音源からある瞬間に出た音波は点音源を中心にした球面となって伝搬していくが、風があるときの波面は球面であることに変わりはないが、その中心は時間とともに移動し元の点音源が風の方向に風速に等しい速さで移動した点となっている。したがって光学的に音源の位置を測定した場合と音響的に測定した場合とでは、音の伝搬遅れの間の風による移動分だけ差ができる。

Fig. 10 に示すように、音源がA点にあるときの光学的測定値を yz 平面と z 軸に対する方位角で表わし、これを (α, β) とする。A点で発した音波が観測点Oに到達する間の波面の中点の風による移動は風の方向に風速で移動するから、その位置をB点とすれば、音響的に定まる音源の方位角は (α', β') となる。このときの風向きを $x-z$ 平面に対する角度 γ で表わし風速を w m/s とすると OB 間を音波が伝搬するのに要する時間を Δt とすれば $\overline{AB} = w\Delta t$ となり、常に

$$\frac{\overline{AB}}{\overline{OB}} = \frac{w}{c} \quad (20)$$

なる比例関係が成立するから、簡単な幾何学的関係から、 (α', β') 及び (w, γ) と $(\alpha, \pi/2 - \beta)$ すなわち (α, θ) との関係式が次のように求まる。

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{c \sin \beta' \sin \alpha' - w \cos \gamma}{c \sin \beta' \cos \alpha' - w \sin \gamma}, \quad (21)$$

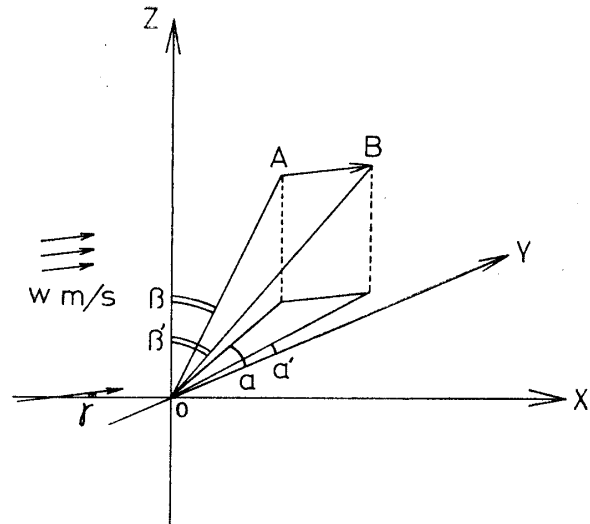


Fig. 10 The effect of wind.

$$\theta\left(=\frac{\pi}{2}-\beta\right)=\tan^{-1}\frac{c\cdot\cos\beta'}{\{c^2\sin^2\beta'+w^2-2wc\sin\beta'\sin(\alpha'+\gamma)\}^{1/2}} \quad (22)$$

風による角度変化は (20) 式の風速と音速の比を越えることはないから、風による影響を補正する必要があるか否かは風速と音速の比を取れば簡単に判断することができる。補正が必要な場合、(21), (22) 式の関係式を用いて音源が $y-z$ 平面を通過するとき ($\alpha=0$) の仰角 θ を求めるには次の方法が最も簡便と思われる。すなわち対象が正面を通過する前後の 2 つの測定値 (α_1', β_1'), (α_2', β_2') を求め (21), (22) 式を用いて (α_1, θ_1), (α_2, θ_2) を算出し、この 2 測定値から真の仰角 θ を内そうによって次のように定めるものである。

$$\theta = \frac{\theta_1\alpha_2 - \theta_2\alpha_1}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (23)$$

4.2 気温の影響

音速 c と気温 t との間には次の関係が成立する。

$$c = 331.45 \left(1 + \frac{t}{273}\right)^{1/2} \text{ m/s.} \quad (24)$$

したがって測定に当っては気温を必ず測定する必要がある。一方気温は通常高度が 100 m 増すごとに 0.6°C ずつ降下する。そのために音波は直進せず、その伝搬方向は曲げられることになるが [3], その影響は音源から観測点までの距離が 1 km 以下ならば高々 20 分の角度変化であり、その補正の必要はない。ただし地表面付近では地面と大気の間には大きな温度差があり、そこには異常に大きな温度勾配が存在することになるので、この影響は無視し得ないが、航空機が空中を飛行中ならばこの影響は考えなくて良いものと思われる。

5. 測定値の統計的誤差

真の相関々数を求めるには無限に長い観測時間が必要とされるが、本手法によれば平均時間が有限であり、しかも各マイクロフォン出力には互いに無相関な成分が含まれていることから、測定に用いる短時間相関々数には当然誤差が含まれている。本節ではその誤差の大きさの評価を行なう。

5.1 変動の分散

(7) 式の形で表わされる各マイクロフォン出力を次のように表わすことにする。

$$S_i(t) = s_i(t) + n_i(t). \quad (25)$$

また 2 つの信号の瞬時相互相関を $Z(t)$ とすれば、

$$Z(t) = S_i(t) \cdot S_j(t-\tau), \quad (26)$$

ここに $i, j=1, 2, 3, i \neq j$. 短時間相関々数 $\phi_{ij}^T(\tau, t)$ は $Z(t)$ を一次遅れで平均したものであるが、これを解析を簡単にするため、次式のように区間 T_0 の移動平均で置きかえた $m(t)$ を考えることにする。すなわち、

$$m(t) = \frac{1}{T_0} \int_{t-T_0}^t Z(\lambda) d\lambda. \quad (27)$$

$T_0 = 2T$ のとき、 $m(t)$ と $\phi_{ij}^T(\tau, t)$ とは統計的に等価であることが知られている [4]. $m(t)$ は真の平均値 $\overline{Z(t)}$ の上下で時間的に変動するが、その変動の二乗平均を σ_m^2 とすれば、

$$\begin{aligned}\sigma_m^2 &= \overline{m(t)^2} - \overline{m(t)}^2 \\ &= \frac{1}{T_0} \int_{-T_0}^{T_0} \left(1 - \frac{|\tau'|}{T_0}\right) [\phi_{zz}(\tau') - \overline{Z(t)}^2] d\tau'\end{aligned}\quad (28)$$

となる。ただし、

$$\phi_{zz}(\tau') = \overline{Z(t) \cdot Z(t+\tau')}\quad (29)$$

であり、これは次のようになる。

$$\begin{aligned}\phi_{zz}(\tau') &= \overline{s_i(t)s_i(t+\tau')s_j(t-\tau)s_j(t+\tau'-\tau)} \\ &\quad + \overline{s_i(t)s_i(t+\tau')n_j(t-\tau)n_j(t+\tau'-\tau)} \\ &\quad + \overline{s_j(t-\tau)s_j(t+\tau'-\tau)n_i(t)n_i(t+\tau')} \\ &\quad + \overline{s_i(t)s_i(t+\tau')n_j(t-\tau)n_j(t+\tau'-\tau)} \\ &= \phi_{s_i s_j}(\tau)^2 + \phi_{s_i s_i}(\tau')\phi_{s_j s_j}(\tau') + \phi_{s_i s_j}(\tau+\tau')\phi_{s_i s_j}(\tau-\tau') \\ &\quad + \phi_{s_i s_i}(\tau')\phi_{n_j n_j}(\tau') + \phi_{n_i n_i}(\tau')\phi_{s_j s_j}(\tau') + \phi_{n_i n_i}(\tau')\phi_{n_j n_j}(\tau').\end{aligned}\quad (30)$$

ただし上の式では信号は総てガウス性不規則信号であるとした。また

$$\overline{Z(t)} = \phi_{s_i s_j}(\tau)\quad (31)$$

である。

ここで、 $\phi_{s_i s_j}(\tau)$ の最大値が $\tau=0$ で生ずる場合を考えても一般性を失なわない。また、 $\phi_{s_i s_i}(\tau)$ と $\phi_{s_i s_j}(\tau)$ とは厳密には等しくないが、その差はわずかであるからこれを等しいとし、各マイクロフォン出力の無相関成分の自己相関々数も互いに等しいものとするれば、

$$\phi_{s_i s_i}(\tau) = \phi_{s_i s_j}(\tau) = \phi_{ss}(\tau),\quad (32)$$

$$\phi_{n_i n_i}(\tau) = \phi_{nn}(\tau)\quad (33)$$

と置くことができる。これを用いて (30) 式と (31) 式より (28) 式を書き替えれば T_0 が十分大きいとき次のように近似される。

$$\sigma_m^2 = \frac{1}{T_0} \int_{-\infty}^{\infty} [\phi_{ss}(\tau')^2 + \phi_{ss}(\tau+\tau')\phi_{ss}(\tau-\tau') + 2\phi_{ss}(\tau')\phi_{nn}(\tau') + \phi_{nn}^2(\tau')] d\tau'.\quad (34)$$

ここで $\tau=0$ の場合が分散が一番大きくて次のようになる。

$$\sigma_m^2 = \frac{2}{T_0} \int_{-\infty}^{\infty} \phi_{ss}(\tau')^2 d\tau' + \frac{1}{T_0} \int_{-\infty}^{\infty} \{2\phi_{ss}(\tau')\phi_{nn}(\tau') + \phi_{nn}^2(\tau')\} d\tau'.\quad (35)$$

上式右辺第一項は平均時間が有限であるために生ずる変動成分の二乗平均であり、第二項は互いに無相関な成分が含まれているために生ずる変動の二乗平均を示す。この式から、信号成分と無相関な雑音成分の相関々数を知れば変動の分散 σ_m^2 を求めることができる。

5.2 信頼区間

分散が求めれば相関々数の最大値の変動幅が次のようにして求まる。Fig. 11 のように真の相関々数 $\phi_{ss}(\tau)$ のピーク値を A とし、B 点または C 点が A 点よりも大きくなる確率 P_0 を考える。簡単のために、各点の変動成分は互いに無相関であり、平均値 0、標準偏差 σ_m であるガウス性不規則信号とすれば、

$$P_0 = \int_{-\infty}^{\infty} \left\{ \int_x^{\infty} P(\alpha) d\alpha + \int_{-\infty}^x P(\beta) d\beta \int_x^{\infty} P(\gamma) d\gamma \right\} P(x-r) dx\quad (36)$$

となる。ここに $P(x)$ は平均値 0, 標準偏差 σ_m の正規性確率密度関数である。ここで r を定めると, 信頼度が $(1-P_0)$ となり, $(1-P_0)$ の信頼度で B 点または C 点が A 点よりも大きくなならないことになる。 τ 軸上では, B 点 C 点に対応して, $\pm\tau_0$ が確率 $(1-P_0)$ の信頼幅となる。したがって, この信頼幅は角度に直すと, (1) 式より,

$$\theta_0 = \pm \sin^{-1} \left(\frac{c\tau_0}{l} \right) \quad (37)$$

となり, これが仰角の測定値の信頼幅である。

この式から, 標準偏差が一定であってもマイクロフォンの間隔 l を大きくすれば一定の信頼度のもとで変動幅を小さくできることが知れよう。

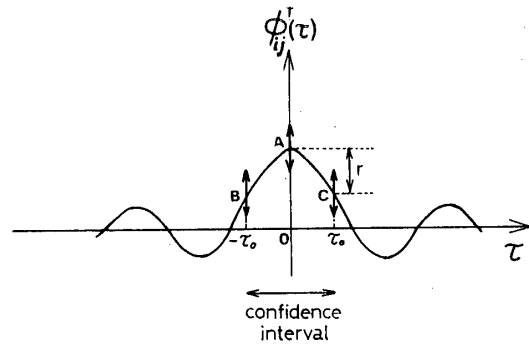


Fig. 11 Confidence interval of the maximum of $\phi_{ij}^T(\tau)$.

6. 実験結果

Fig. 12 および Fig. 13 に測定結果の例を示す。 $\theta_{opt.}$ は光学的に求めた仰角であり, $\theta_{corr.}$ は本手法により求めたもので, 単位は何れも度である。 Fig. 12 は羽田国際空港 C 滑走路南端の滑走路の中心線より 300 m 離れた草地にて測定したもので, $l=109.4$ cm, 気温 22°C ,

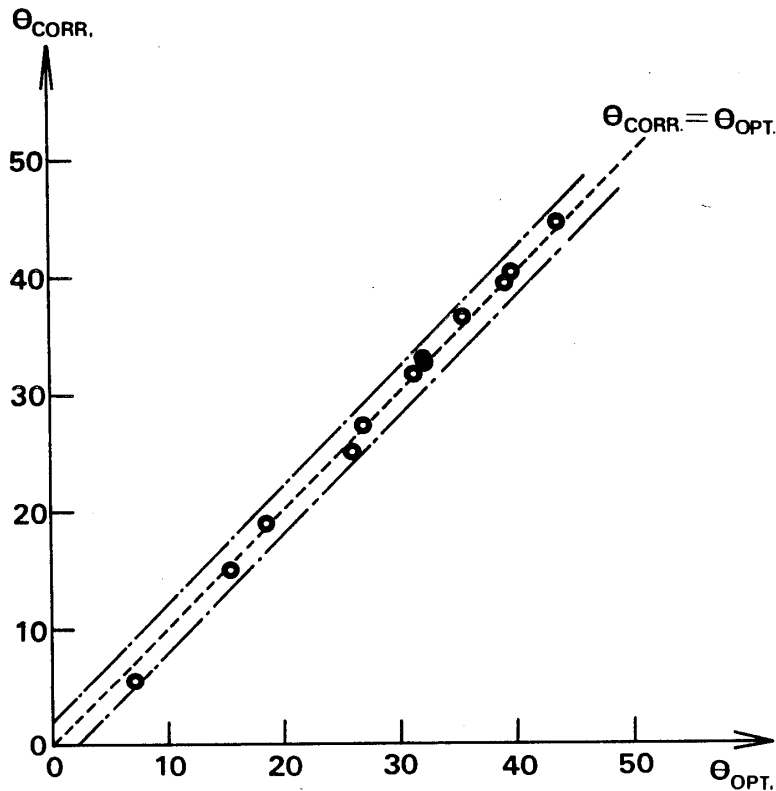


Fig. 12 Experimental results.

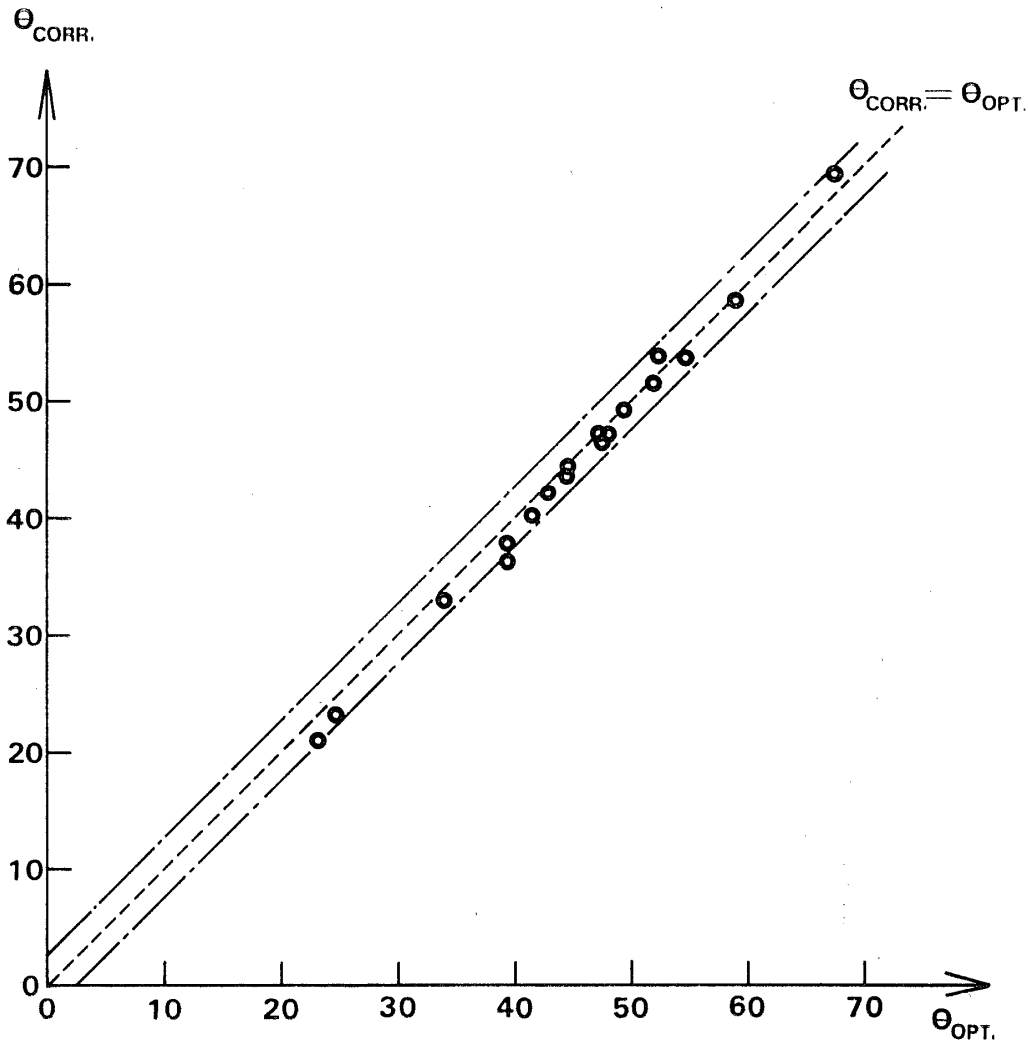


Fig. 13 Experimental results.

ほとんど無風状態であった。Fig. 13 は川崎市浮島公園の芝生にて測定， $l=93.3$ cm，気温 24°C ，平均風速 7 m/sec の向い風に近く，図の測定値は風の影響を補正したものである。航空機までの平均距離は約 800 m であった。また図中の一点鎖線はいずれも 99.8% の信頼幅を示すものである。分散の計算に当っては，測定対象の相関々数が時間とともに変動し，また機種による差も大きいことから，航空機騒音とそれと無相関な雑音成分とが 560 Hz から $2,240\text{ Hz}$ まで一様なスペクトル構造を持つ帯域雑音と仮定して理論計算をし， SN 比だけを実際のデータから求めその平均値を用いて計算した。短時間相互相関々数の平均化の時定数 T は 0.2 秒であり， T_0 はその 2 倍とした。その結果 99.8% の信頼幅はそれぞれ順に $2^{\circ}11'$ ， $2^{\circ}33'$ となった。なお 2 例とも地面は草地であるため地面からの反射の影響はほとんど相関々数には現われていない。

2 つの測定例から，本手法により音響的に航空機の位置を測定した場合異常天候下でない限り，比較的精度の良い測定が可能であることが知れよう。測定値の変動は風の強い Fig.

13 の場合の方が大きくなっているが、これは大気中の風によるゆらぎが主たる原因と思われる。この大気中のゆらぎを評価し、それを補正する方法は今のところなく、本手法の測定精度を決定する主たる要因である。相関々数の平均時間が有限であることから生ずる誤差はその信頼幅が (37) 式からも知れるように l にほぼ逆比例しておりコヒーレンシーが著しく悪くならない範囲でマイクロフォンの間隔を大きくすれば信頼幅を小さくすることが可能で、このとき、測定値の分解能も同時に上がることから空気のゆらぎがないかぎり測定精度を大幅に改善することができる。

7. む す び

相関法を用いて音響的に航空機の近距離 (1 km 程度) の位置測定の手法について検討し、それを実験によって確かめた。その原理は三角法そのものであり、仰角の測定を音の伝搬遅れの測定に置きかえ、その測定に相互相関々数を用いた。本手法によれば、レーダとか他の光学測定器を必要とせず、騒音測定と同時に位置測定が可能であり、測定精度も異常天候でない限り、比較的よい精度で測定可能であることが確かめられた。なお、本手法の測定精度は大気中のゆらぎにおもに支配されていると考えられ、それがどの程度であるか今後解明する必要があると思われる。本手法により航空機の飛行経路を連続的に求めることも可能であり、それについては別の機会に述べることにする。

最後に、本研究を行うにあたり種々の便宜を計られ、実験に御協力下さった日本航空株式会社 川田和良、高塚英雄 両氏に厚く感謝の意を表する。

1973 年 9 月 5 日 計測部

References

- [1] J. G. Lowry, "The NASA Acoustically Treated Nacelle Program," J. A. S. A., Vol. 48, No. 3, 1970.
- [2] I. Dyer, "Distribution of Sound Sources in a Jet Stream," J. A. S. A., Vol. 31, No. 7, 1959.
- [3] D. G. Randall, "Methods for Estimating Distributions and Intensities of Sonic Bangs," Reports and Memorand, No. 3113, 1959 (A. R. C. Technical Report).
- [4] 吉村, 石井, 大岡, "測定値の統計的処理," 電気学会, 昭和 43 年.