

ミニコンピュータによる航空機騒音の 予測コンターの計算と作成

五十嵐 寿一・石井 泰・山田 一郎

Computation and Drawing of Aircraft Noise Exposure Forecast Contour with the Aid of Mini-Computer

By

Juichi IGARASHI, Yasushi ISHII and Ichiro YAMADA

Abstract: Noise exposure in the vicinity of airports is an important environmental problem. This paper reports the computation of noise exposure forecast contours with a mini-computer. In order to reduce the memory capacity required, several simplifications for the input data such as the first order approximation of EPNL-slant distance profile are considered. A modified computing procedure for concave and convex parts of the contours is adopted. Some examples of the trade-off studies for noise reduction executed with this system are also included in this paper.

概 要

空港周辺の航空機騒音は重大な環境問題となっている。ここでは、ミニコンピュータによる航空機騒音の予測コンターの計算方法について検討した。ミニコンピュータでの処理を可能にするために基礎騒音データ等の簡略化と計算手法の改善を図った。たとえば EPNL-slant distance profile を1次近次したことや、騒音コンターの凹凸部分の処理を工夫した点などである。その結果として騒音レベルを下げるための Trade-off study が容易になったが、その例も二、三示す。

1. はじめに

近年、環境汚染が大きな社会問題として論議されるようになってきたが、その中でも、騒音問題は他の公害（たとえば、大気汚染など）と異なり、人間の心理的側面と大きなかかわりを持ち、評価方法、並びに、防止対策等の面でむずかしい問題がある。とくに、航空機騒音問題は、その社会的影響の大きい点からも、騒音分布の把握、防止、将来の予測など早急に検討する必要がある。

一方で航空機のジェット機化、大型化そして利用人口の急激な増加等に伴い、運航量が著しく増加しつつある現在、空港周辺の空は極度に過密化している。この点から航空安全のために一層強力な航空管制システムの確立が要求されている。

これら、航空騒音と航空安全の問題は相互の関係を十分考慮したうえで処理されるべきであり、究極的には両者を統合した総合的な航空運航システムを考えねばならない。この点をふまえ、空港周辺の騒音問題を処理する基本的な手法の一つとして、騒音コンタの計算とそれに基づく評価が行なわれる。これは航空機個々の騒音特性、運航量、飛行経路などの予測データから等騒音レベルコンタを電子計算機で計算作図し、空港周辺の騒音分布の予測や、騒音レベルを減ずるための Trade-off study（航空機の運航手順等を変えて、騒音レベルを下げるよう検討することを意味する）を行なうものである。

これらの処理をそのまま行なおうとすると膨大なメモリを必要とするが、上に述べた様な騒音コンタ計算の目的から考えても、できるだけ手軽に行なえることが望ましい。筆者らは、基礎データの簡略化を図ったり、ミニコンピュータの特色を活かした手法を考えることにより、一連の処理が容易に行なえることを調べた。また、二、三の実例について計算してみたのでそれについても触れる。

2. 航空機騒音の要因と評価量

航空機騒音はその他の騒音に比べ、数多くの要因を持ち、複雑な特性を示す。たとえば、継続時間が10秒～数十秒のゆっくり変化する非定常騒音である点や、高い周波数の純音に近い成分が含まれている点などである。

現在なお、航空機騒音には確定した評価方法はなく、諸要因の関数として完全に表現することはできないが、騒音コンタ計算のための要因としては、大体、Table 1 に掲げたものを考えれば良いことがわかっている。

ここでは、1969年以来、I. C. A. O. (International Civil Aviation Organization) で採用している ECPNL を航空機騒音の評価量として用いたが、その他の評価量への変換も可能で

Table 1 Factors for computation of noise exposure forecast contours.

Absolute Noise Level] PNL (PNdB)] EPNL (EPNdB)
Noise Spectrum		
Maximum Tone		
Noise Duration		
Pure Tone Correction		
Flight Profile		
Aircraft Type		
Trip Length (Thrust Level)		
Operational Procedures		
Time of Day		
Number of Operations		
Runways and Flight Paths Utilization		
EPNL Corrections		
Metheorological Conditions		
Ground Effect		

ある。ECPNL (Equivalent Continuous Perceived Noise Level) は個々の航空機の観測された騒音レベルを継続時間 10 秒間の EPNL 値に換算し、それに 1 日当りの運航量による補正を加え、全体を 1 日 (秒単位) で平均して得られる。場合によっては、時間帯に応じて重み付けした運航量考えた WECPNL (Weighted ECPNL) を用いることもある。これらを式で表現すると、

$$ECPNL = L + 10 \cdot \log_{10} N - 39.4 \quad (1)$$

$$WECPNL = L + 10 \cdot \log_{10}(N_1 + 3N_2 + 10N_3) - 39.4 \quad (2)$$

L ; EPNL のパワー平均値

N ; 1 日当りの運航量

N_1, N_2, N_3 ; 日中 (7:00~19:00)、夕方 (19:00~22:00)、

夜間 (22:00~7:00) それぞれの時間帯の運航量

となる。

3. 騒音予測コンタ計算の手法

3.1 予測のための基礎騒音データについて

航空機騒音の予測に用いた基礎騒音データ [5] は FAA (米連邦航空局) を中心にして、まとめられたもので、現用機種を含め、1975 年までに用いられると考えられるすべての型の航空機について、機種と航続距離に応じ、航空機と観測地点間の距離に対する EPNL 値を与える曲線が決められている。(ただし、これらは、あくまでも一定の条件下における予測値であり、実際の空港に適用する場合は、個々の空港の地理条件、気象条件、運航手順等を考慮せねばならない。)

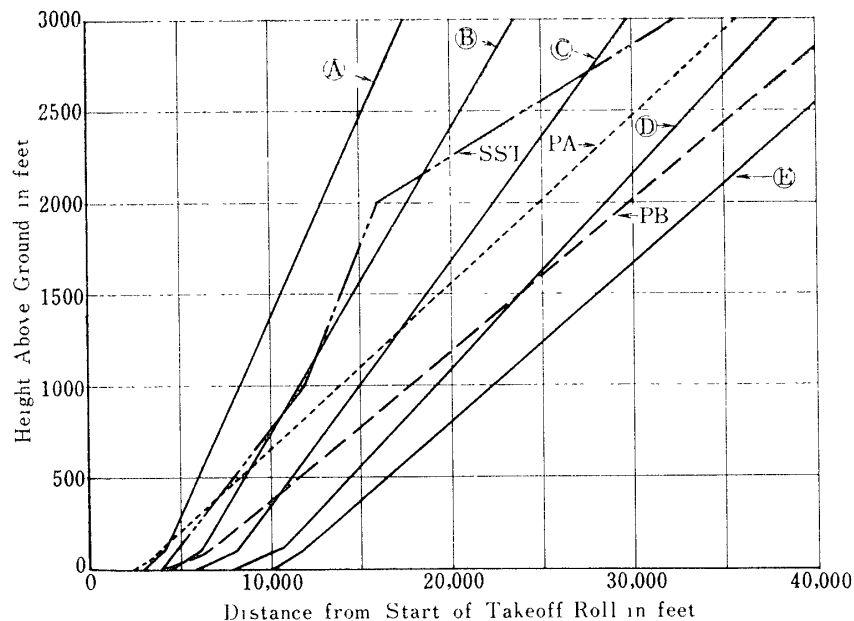


Fig. 1 Generalized take-off profiles.

Table 1 Aircraft classifications for computation of NOISE EXPOSURE FORECAST (Take-off profile and EPNL-distance profile).

Aircraft Type	Examples	EPNL vs. Distance Figure	Take-off Profile*						
			0~500	500~1000	1000~1500	1500~2500	2500~3500	3500~4500 +	
Large 4-engine turbojet transports	Boeing 707-120, and 720 Douglas DC-8-10, -20, -30, -40 Convair 880	A-1	B	B	B	C	D	E	E
Large 4-engine turbofan transports (standard and stretched)	Boeing 707-320 B, C Douglas DC-8-50, -8 F, -60 series	A-2	B	B	B	B	C	D	E
Three-engine turbofan transports (standard)	Boeing 727-100	A-3	B	C	C	D	D		
Three-engine turbofan transports (stretched)	Boeing 727-200	A-3	B	C	D	D	D		
Two-engine turbofan transports	Boeing 737 Douglas DC-9 BAC 111	A-3	B	B	B	B	B		
Large "new generation" 4-engine turbofan transports	Boeing 747	A-4	B	B	B	B	C	D	E
Large "new generation" 3-engine turbofan transports	Douglas DC-10 Lockheed 1011	A-5	B	C	C	D	D		
U. S. supersonic transport	Boeing	A-6	←	←	←	←	SST	←	←
General aviation turbojet aircraft	Lockheed Jetstar Saberliner Lear Jet Jet Commander, Bulfstream II	A-7	←	←	←	←	B	←	←
Four-engine piston and turboprop transports	Douglas DC-6, -7 series Lockheed Constellation Lockheed Electra	A-8	←	←	←	←	PB	←	←
Two-engine piston and turboprop aircraft (over 12,500 lbs. max. gross wt.)	Convair 340, 440, series Douglas DC-3 Fairchild F-27 series Grumman Gulfstream I	A-8	←	←	←	←	PA	←	←

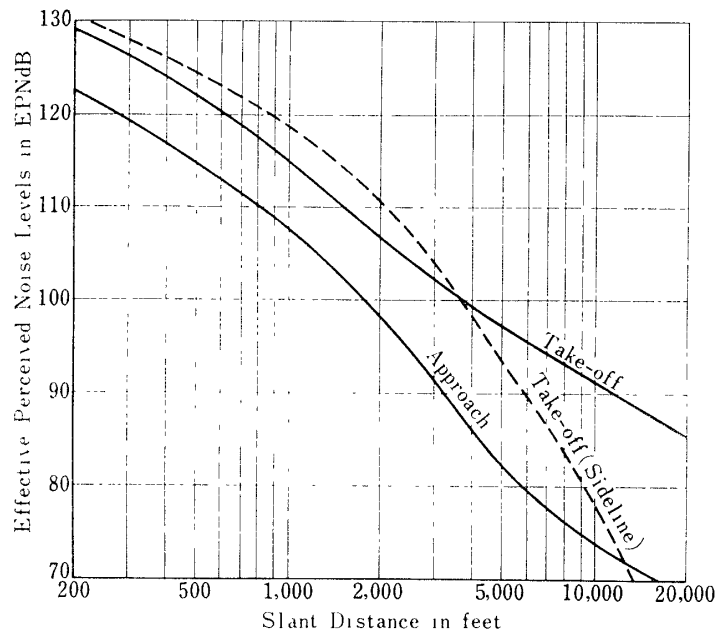


Fig. 2 Example of EPNL-distance profile (4-engine turbofan transport aircraft).

Table 2 は機種と航続距離に応じて、どのような Take-off profile を用いるかを定めるもので、各カテゴリー (A, B, C) は、Fig. 1 のように Start of take-off roll からの距離に対する高度の曲線として与えられる。ただし、着陸は基本的には機種等に関係なく進入角 3° のProfile でなされる。

これらの Altitude profile を用い、任意の観測地点における EPNL は観測地点から航空機までの距離に応じて決まるが、その一例を Fig. 2 に示す。(Fig. 2 は 4-engine turbofan type に対するもの) この EPNL-slant distance profile は正確には、観測地点から今考えようとする機種の航空機の Altitude profile への最短距離 (垂直距離に等しい) の関数として与えられているが、計算に際しては Slant distance でこの垂直距離を近似している。この様子を Fig. 3 に示した。すなわち、Fig. 3 において

$$h^2 = \overline{OA}^2 + \overline{AD}^2 \cdot \tan^2 \alpha \quad (3)$$

$$H^2 = \overline{OA}^2 + \overline{AD}^2 \cdot \sin^2 \alpha \quad (4)$$

であるが、 α が微小角であるので、 $\tan \alpha \approx \sin \alpha$ 、 $h \approx H$ としてよいからである、

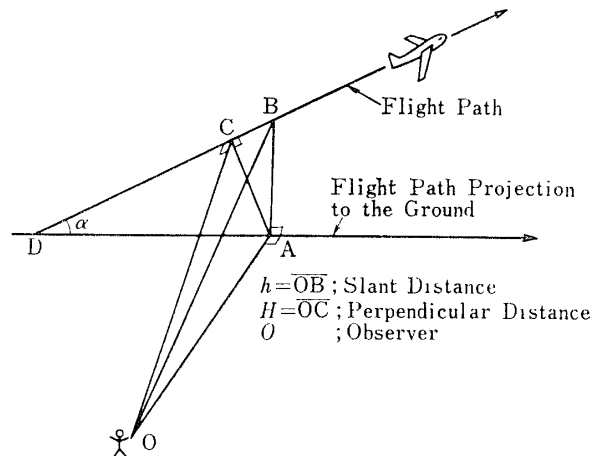


Fig. 3 Comparison of perpendicular and slant distance to flight path.

3.2 コンタ計算方法の説明

等騒音レベルコンタを求める方法は幾通りか考えられるが、たとえば、空港周辺の地域を格子で区切り、その格子点での騒音レベルを計算し、そのうち、等騒音レベルの地点を結んでいく方法は大容量のメモリを必要とするのでミニコンピュータでの処理には適さない。ここでは FAA, SAE (Society of Automotive Engineers) 等のやり方 [1][2] を基本にしてミニコンピュータ向きの方法を考えた。この方法は一種のカーブフォロワであり、等騒音レベル地点を順に計算していくものである。概略の流れ図を Fig. 4 に示す。

実際のプログラミングに際してはミニコンピュータによる処理という制約から目的に応じて、

方式(I) 複数個の、滑走路や Flight path のある場合について、予測、並びに、Trade-off study を行なうもの

方式(II) 一つの滑走路で二つの Flight path のある場合について各種の Trade-off study を行なうもの

にわけることにした。また、基礎騒音データ等の必要な入力可能な範囲で簡略化を図った。以下、各入力データについて説明を加える。

EPNL-Slant Distance Profile

Fig. 2 の例からもわかるようにこの Profile は片対数座標で表わすと十分直線に近いので線形近似して

$$EPNL = A \cdot \log_{10} h + B \quad (5)$$

とした。ここで A, B は定数、 h は Slant distance である。これより一つの Profile につき入力データは A, B の 2 個ですみ大幅なメモリの縮小になる。近似の様子を Table 3 および Fig. 5 に示す。Fig. 5 からわかるように h が小さい方と大きい方では過大評価になっている。特に、 h が大きい方はもとの基礎騒音データ自体が単に外挿して求めた値であり、実際に測定するとずっと低いレベルになることが確かめられているので一層過大評価することになる。また、空港周辺の暗騒音レベルも 75 EPNdB

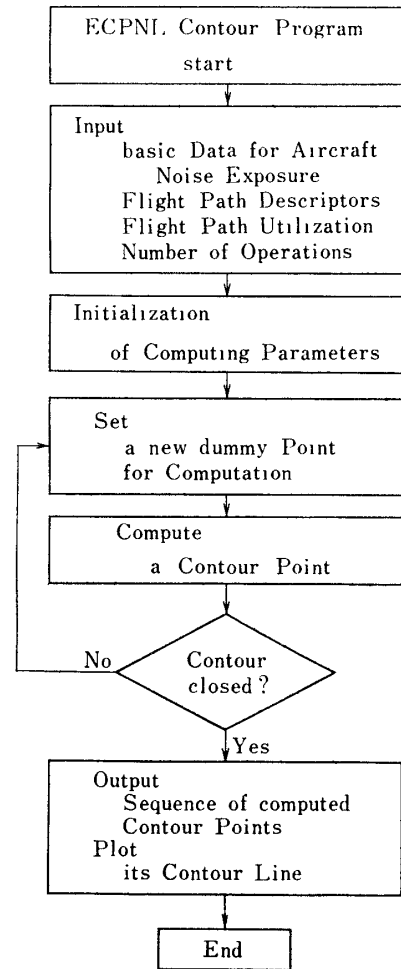


Fig. 4 Flow chart of computing ECPNL contours.

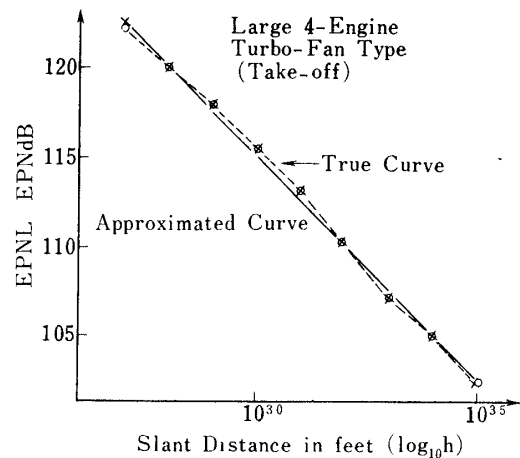


Fig. 5 Example of approximation of EPNL-slant distance profile.

Table 3 Approximated coefficients of EPNL-distance profiles (1st order approximation).

AIRCRAFT TYPE	T/L	A	B
4-engine Turbo-jet	Take-off	-22.7833	171.2167
	Landing	-26.05	169.769
4-engine Turbo-fan	Take-off	-25.2667	177.9005
	Landing	-28.6167	178.5569
3-engine Turbo-fan	Take-off	-21.2167	161.913
	Landing	-29.2333	171.3501
4-engine Turbo-fan New Generation	Take-off	-19.35	153.712
	Landing	-25.1786	156.9294
3-engine Turbo-fan New Generation	Take-off	-21.3687	159.039
	Landing	-29.3852	167.787
2-engine Turbo-prop	Take-off	-18.7901	141.459
	Landing	-22.7135	143.379

$$EPNL = A \cdot \log_{10} h + B$$

ほどになると考えられるので実際に計算するときには,

$$\begin{cases} EPNL \leq 75 & \text{なら} & EPNL = 0 \\ 75 \leq EPNL \leq 80 & \text{なら} & EPNL = 16(EPNL - 75) \\ 80 \leq EPNL & \text{なら} & \text{そのままの値} \end{cases} \quad (6)$$

のように重みづけを行なった。

以上のような処理をしたが $ECPNL = 80 \sim 105$ の騒音レベルでは、厳密な EPNL-slant distance profile を用いた場合に比べ、距離にして高々 15% の誤差であった。さらに高次の近似を行なえば計算精度は向上するが、記憶容量の増加と計算の手間を考えるとあまり利点はなく一次近似で十分と考えられる。

Altitude Profile

方式 (I) の場合は Fig. 1 のような基本的な Altitude profile を取るものと想定し、Start of take-off roll の地点から離陸地点までの距離と離陸後の二つのセグメントの傾きの計 3 個のデータで表現して、その他の入力に記憶容量を多く割り当てることにした。

方式 (II) の場合は Thrust reduction などによる Trade-off study を行なうために Fig. 6 のように各セグメントの端点の座標とセグメント数 P の計 $2P$ 個で一つの Profile を表わした。

なお、着陸については滑走路の端点から 1,000 Feet の地点で着地する点以外は離陸の場合と同等に扱えるので同じ入力形式を用いた。

Flight Path Descriptors

これは Flight path を規定するための入力として Fig. 7 に示したように地上への射影で表現してある。まず、方式 (I) では各 Flight path は三つのセグメントにわけ、第一、第三セ

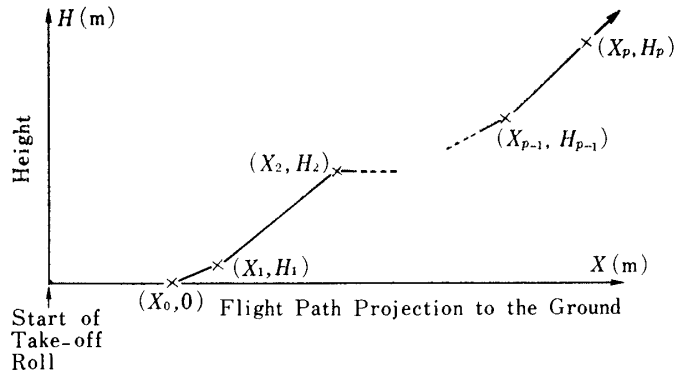


Fig. 6 Descriptive parameters of altitude profile.

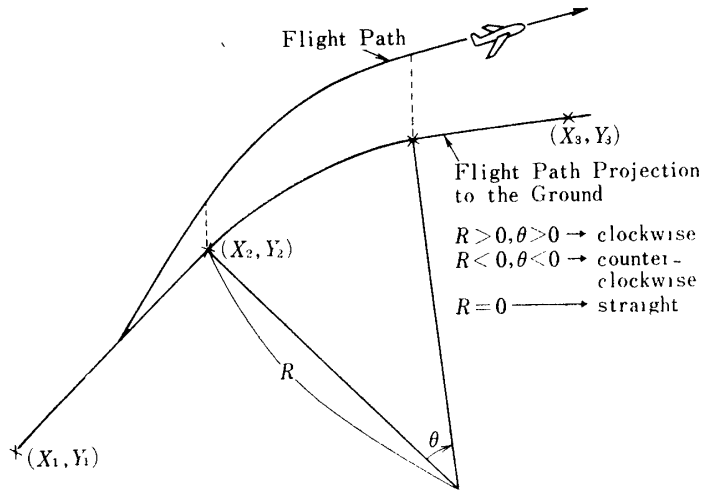


Fig. 7 Descriptive parameters of flight path.

グメントは直線とし、第二のセグメントについては、

$$\begin{cases} \text{時計回りの旋回するとき} & R > 0, \theta > 0 \\ \text{反時計回りの旋回するとき} & R < 0, \theta < 0 \\ \text{直進する場合} & R = 0 \end{cases}$$

ただし、 $0 \leq |\theta| \leq 180^\circ$ とする

とした。ここではこの計 8 個のデータで表現できるものに限定したが、騒音対策のために複雑な飛行方法をとる場合などのときはさらに拡張しなければならない。

なお、弧状のセグメントを持つ場合、弧の内側の領域では、直線のセグメントの領域に比べて継続時間が増す。この影響を補正しないと真の騒音レベルより低く見積ることになるが評価がむずかしいので、ここでは考えてない。

方式 (II) では一つの滑走路について両方向に真直な Flight path をもつ場合のみを扱うので Start of take-off roll の地点の座標 2 個 (滑走路の両端の座標に等しい) を入力すれば足りる。

Slant distance は 3.1 節で述べたようにして与えられるが Flight path が複数のセグメントをもつ場合には各セグメントへの Slant distance のうちで一番短いもので定義する。

Flight Path Utilization と計算用パラメータ

実際にコンタを計算するにあたって個々の Flight path でどんな機種の航空機をどの Altitude profile で一日当たりどれ位の運航量（あるいは各時間当たり）で飛ばすか、また、騒音レベルを下げるためにどの位 Thrust level を減らすか、それによってどれだけ EPNL 値が小さくなるかなどを入力する。これらを Flight path utilization と呼んでいる。

計算用パラメータは計算する際に用いるもので、

Index 1. ; 固定座標の指定 (+1 なら Y 座標固定, -1 なら X 座標固定)

Index 2. ; 次の仮の座標を決めるための刻み幅 Δ の符号 (+1 なら増, -1 なら減)

Index 3. ; 固定座標が変わったときのみ値 1 をとる

Index 4. ; コンタが閉じたかどうかの判定にもちいる

Index 5. ; この値が 1 のとき, 固定座標を Δ の整数倍に正規化する

Index 6. ; Index 5. の値を決めるためのパラメータ

である。ただし、これらは方式 (I) のときにのみ用いる。

コンタ点の計算方法

個々のコンタ点の計算にはニュートン法を用いた。Fig. 8 にその様子を示す。図の横軸は地上に X-Y 座標軸をとったときの任意方向のベクトルの長さでよいが、簡単のために座標軸に平行なものに限定した。すなわち、個々のコンタ点を求めるときには、つねに片方の座標を固定し、残りの座標を変化させた。たとえば、Index 1. = +1 なら、Y 座標を固定し、X 座標を変化させる ($Y \equiv W, X = V$ とする) ことになる。このときニュートン法で

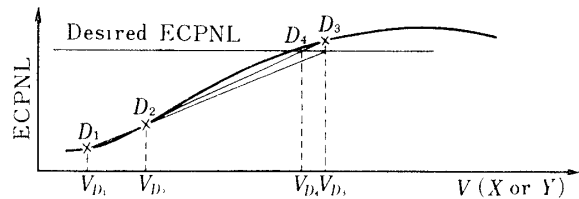


Fig. 8 Recursion for finding a contour point by Newton method

$$V_{N+1} = V_N + (V_N - V_{N-1}) \cdot \frac{ECPNL_{true} - ECPNL_N}{ECPNL_N - ECPNL_{N-1}} \quad (7)$$

$ECPNL_{true}$; 今、コンタを計算しようとする騒音レベル値

$ECPNL_N$; 地上点 ($X = V_N, Y = W$) での騒音レベル値

と反復し、適当な判定条件のもとに収束させてひとつのコンタ点を求める。

これを繰り返す、コンタを追跡していく。このとき、漸次、固定座標 (=W) を刻み幅 Δ 分ずつ変化させて次の反復のための初期地点の座標を決めるが、その手順を式で表わすと、

$$\begin{cases} \frac{Y_i - Y_{i-1}}{X_i - X_{i-1}} \leq K1 & \text{ならば } Y \text{ 座標を固定する (Index 1. = +1)} \\ > K2 & \text{ならば } X \text{ 座標を固定する (Index 1. = -1)} \end{cases} \quad (8)$$

(X_i, Y_i) は、 i 番目のコンタ点、 $K1, K2$ は定数とする

$$\begin{cases} W_{i+1} = W_i + \Delta \cdot \text{Index } 2. \\ V_{i+1} = \begin{cases} V_i & (\text{Index } 3 = 0 \text{ のとき}) \\ \frac{V_i - V_{i-1}}{W_i - W_{i-1}} \cdot (W_{i+1} - W_i) + V_i & (\text{Index } 3 = 1 \text{ のとき}) \end{cases} \end{cases} \quad (9)$$

となる。この様子を Fig. 9 に示した。以上は方式 (I) の場合で、方式 (II) の場合は真直な Flight path のみなので常に同じ座標を固定すれば十分である。

コンタの凹凸部分の処理

一般にコンタには Fig. 10 の A, B 部分のような凹凸がある。上で述べた方法でコンタ点を計算していくとこれらの凹凸部分で問題を生ずることが多い。すなわち、何回反復を繰り返しても収束せずコンタ点が見つからないとか、コンタの別の部分へ不連続に飛んでしまうことがある。そのために Fig. 11 の流れ図に示した処理を行なう。まず、漸次求めてきたコンタ点列が (k+1) 番目のコンタ点を求めようとして見つからなかったときに) 最も近い距離にある Flight path に近づいているか調べる。近づいている場合にはコンタは Flight path 上で閉じていると考えられるので Fig. 12 の状態となり収束しないのだと見ることが出来る。そこで最近接 Flight path に関する、 C_k, C_{k-1} の対称点を C_{k+1}, C_{k+2} とする。一方、遠ざかっている場合には Fig. 13 に示したように二つの Flight path の谷間に入っていると考えられるので Fig. 11 に示したようにして第二近接 Flight path を考慮してコンタ点を見つける。この処理のあと正規のルーチンへもどる。

複雑な形状のコンタになる場合は上の処理だけでは不十分でうまくコンタを追いかけることが出来ないことがある。刻み Δ を十分細かくとれば処理はうまくいくが膨大な処理時間を要すると考えられるので刻み Δ を適宜変えるなどの機能を追加せねばならない。

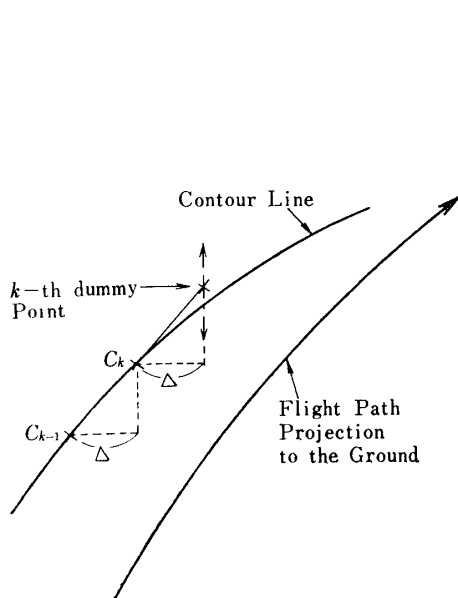


Fig. 9 Procedure for finding a new dummy point of next contour point.

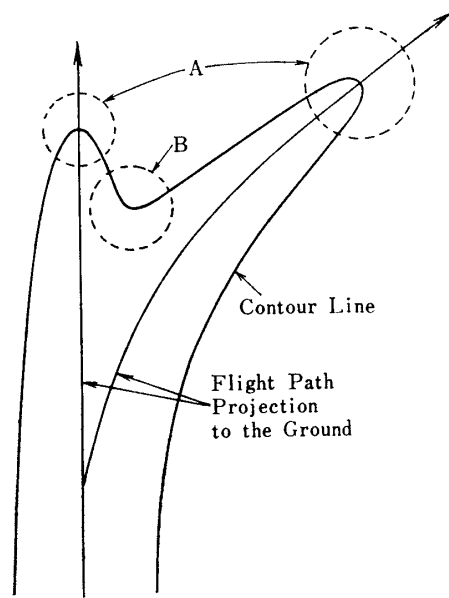


Fig. 10 Concaves and convex parts of contour.

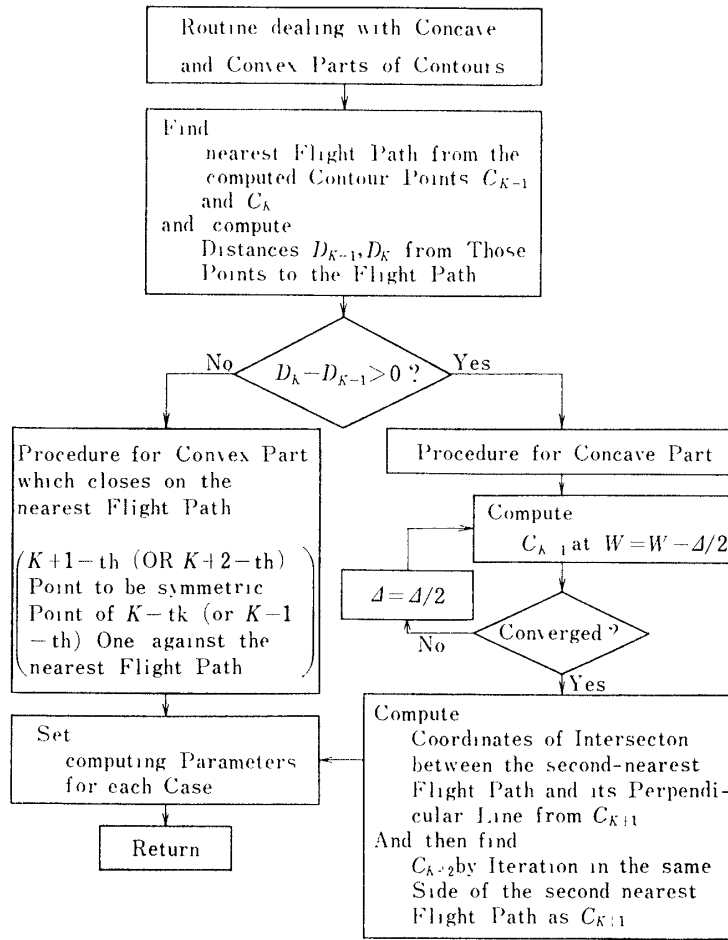


Fig. 11 Flow chart of procedure to deal with convex and concave parts of contours.

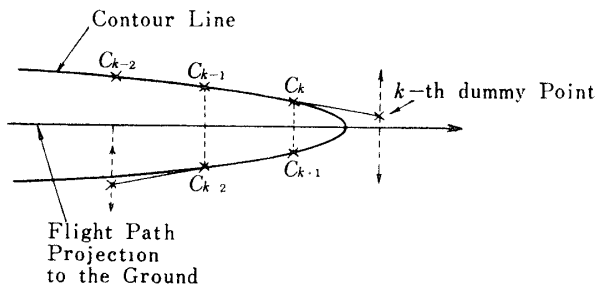


Fig. 12 Procedure for convex part.

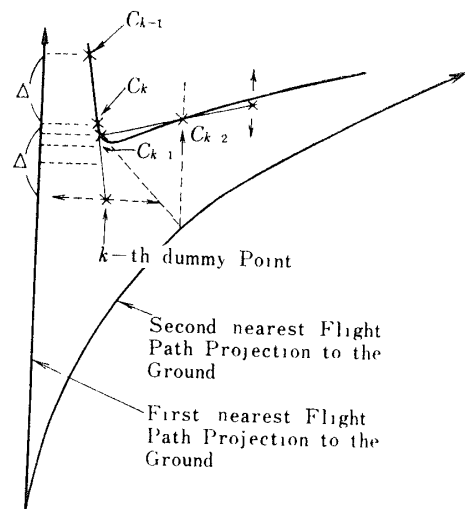


Fig. 13 Procedure for concave part.

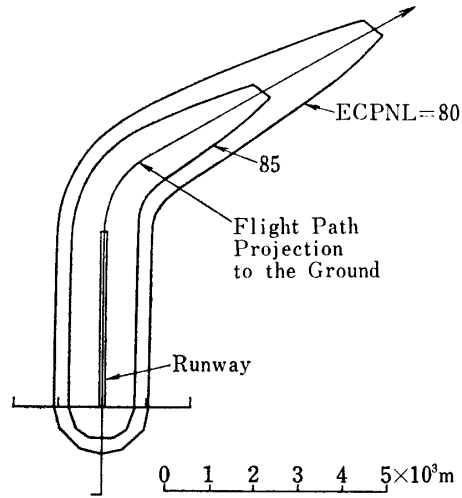


Fig. 14 Example of ECPNL contour for a curved flight path (single runway).

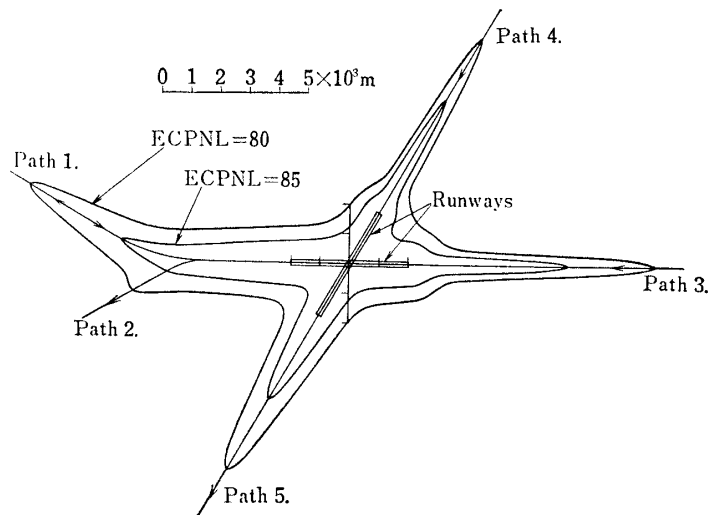


Fig. 15 Example of ECPNL contour for multiple runways (2 runways and 5 flight paths).

Table 4 Operational procedures for the example in Fig. 14.

Flight Path Descriptors					
$(X_1, Y_1)=(0, 0), (X_2, Y_2)=(0, 4000), (R, \theta)=(2000, 30^\circ), (X_3, Y_3)=(6000, 8500)$					
Number of Operations	Profile	Take-off			Landing
	Type	C	D	E	
	DC-8	30	13	8	/
	B-727	3			
	B-747	1	14	11	

Table 5 Operational procedures for the example in Fig. 15.

		Flight Path Descriptors				
		$(X_1, Y_1)=(2000, 0), (X_2, Y_2)=(-5000, 0), (R, \theta)=(6000, 30^\circ), (X_3, Y_3)=(-11000, 2536)$				
Path	Number of Operations	Profile	Take-off			Landing
		Type	C	D	E	
Path 1		DC-8	30	13	8	20
		B-727	3			
		B-747	1	14	11	10
		Flight Path Descriptors				
		$(X_1, Y_1)=(2000, 0), (X_2, Y_2)=(-5000, 0), (R, \theta)=(-2000, -30^\circ), (X_3, Y_3)=(-9000, -2000)$				
Path	Number of Operations	Profile	Take-off			Landing
		Type	C	D	E	
Path 2		DC-8	10	4	2	
		B-727	1			
		B-747		5	4	
		Flight Path Descriptors				
		$(X_1, Y_1)=(-2000, 0), (X_2, Y_2)=(8000, 0), R=0$				
Path	Number of Operations	Profile	Take-off			Landing
		Type	C	D	E	
Path 3		DC-8				47
		B-727				3
		B-747				25
		Flight Path Descriptors				
		$(X_1, Y_1)=(-1000, -1732), (X_2, Y_2)=(5000, 8660), R=0$				
Path	Number of Operations	Profile	Take-off			Landing
		Type	C	D	E	
Path 4		DC-8				25
		B-727				15
		B-747				13
		Flight Path Descriptors				
		$(X_1, Y_1)=(1000, 1732), (X_2, Y_2)=(-5000, -8660), R=0$				
Path	Number of Operations	Profile	Take-off			Landing
		Type	C	D	E	
Path 5		DC-8	15	6	4	
		B-727	15			
		B-747		7	6	

3.3 計算の実例

Fig. 14~16 にコンタ計算の実例を示す. Table 4~6 はこれらの場合の各 Flight path の運航手順である. Fig. 14, 15 は方式 (I) のプログラムによって計算したもので曲がった Flight path や複数個の滑走路がある. Fig. 16 は方式 (II) によるもので Trade-off study に都合の良いように Altitude profile も描いてある.

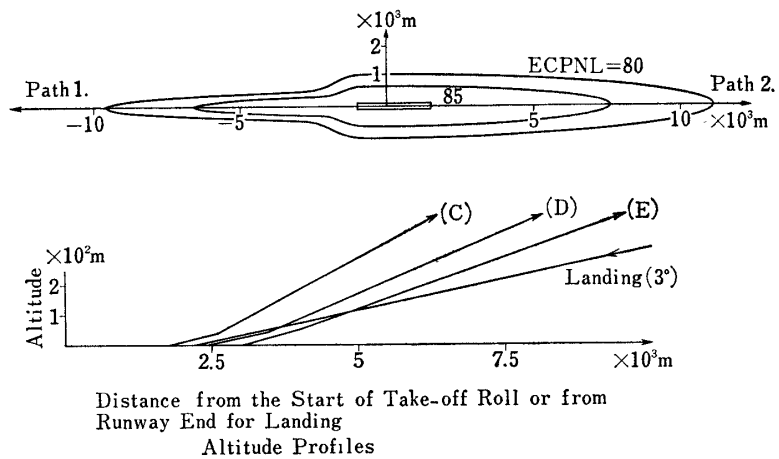


Fig. 16 Example of ECPNL contour for single runway and 2 flight paths (path 1-landing only, path 2-take-off only).

Table 6 Operational procedures for the example in Fig. 16 (base case of trade-off study for Fig. 18~21).

		For Landing only (1500, 0)				
Path	Number of Operations	Profile		Landing		
		Type				
1		DC-8		51		
		B-727		3		
		B-747		26		
		For Take-off only from (-1000, 0)				
Path	Number of Operations	Profile		Take-off		
		Type		C	D	E
2		DC-8		30	13	8
		B-727		3		
		B-747		1	14	11

4. EPNL 値の補正と Trade-off Study

4.1 EPNL 値の補正——地上伝搬による騒音レベルの減衰と気象条件の影響

騒音コンタを計算する際に用いた EPNL profile は必要に応じて補正してやらねばならない。

地上の観測点に対して航空機が真上の方にあるときは音の減衰の原因は空気による吸収とか気象条件のみであるが、航空機が地上近くにあるときは音源から観測地点までの伝搬経路下の地面によって騒音レベルは減衰する [6][7]。この地表による減衰は地面が草地であるとか、あるいはコンクリート面、家屋密集地帯、森林地帯であるといった具体的状況によって程度が異なり、その定量化についてはいまだ議論されている段階である。FAA, SAE などでは観測地点から Flight path の地上への射影までの距離 (Fig. 3 の OA) とその仰角 (Fig. 3 の $\angle AOB$) をパラメータとして地上減衰による分だけ EPNL 値を補正している [2]。

風向、風速、温度勾配等によって騒音レベルが変動することが確かめられているが [6][7]、その短期的な変動は将来の予測とか Trade-off study というコンタ作成の目的から考えて EPNL 値補正の要因として導入することは好ましくない。しかし、もっと長期的な気象条件による変動については考慮する方が望ましい。たとえば、夏より冬の方が騒音レベルの減衰が大きいという実験結果があるし、また、季節風などのように長期にわたり一定方向に吹く風の影響もある。これらは人間の「うるさい」の感覚にどの程度影響するかという心理学的側面も含めて評価しなければならない。

以上、地上伝搬や気象条件の影響は現在いまだ評価が確定していないのでここでは計算に考慮しなかったが適当な仮定を設ければ導入するのは容易である。

4.2 Trade-off Study について

騒音コンタ計算の目的の一つは騒音レベルを下げるための Trade-off Study である。これは、たとえば、

離陸の際に Thrust reduction を行なう

2 segment approach を行なう

急こう配で離着陸する

各 Flight path の利用率を変える

などの処理を適当に組み合わせて運航手順を考え、特定の地域の騒音レベルを下げようとしたりすることである [3]。

Thrust reduction は離陸の場合にエンジンの Thrust level を変えて音源のパワーレベルを下げることにより騒音レベルを下げようとするものであるが、Fig. 17(1) に示したように上昇角も減るので遠くの方では騒音レベルが上がり、逆効果になるの

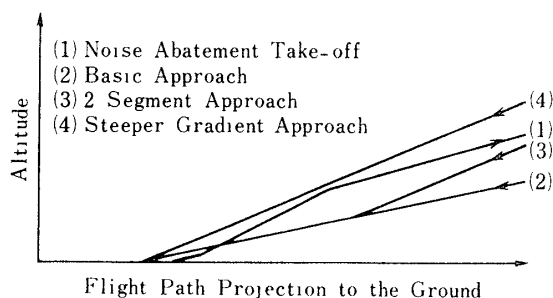


Fig. 17 Noise abatement approach and departure altitude profiles.

で目的に応じてうまく使いわけねばならない。Thrust reduction による上昇角の変化は、

$$\Delta G_c = 100 \cdot \frac{\Delta T}{W} \quad (10)$$

ΔG_c ; 上昇角の変化

W ; 航空機の重量

ΔT ; Thrust level の変化

で与えられる。この例を EPNL 補正值とともに Table 7 に示す。

2 segment approach は Fig. 17(3) のようにある高度とともに急こう配 (たとえば 6°) で近づき、そのあと基本の 3° のこう配に切り換えるものであり、急こう配着陸は Fig. 17(4) のように急こう配 (たとえば 6°) のまま着陸するもので着陸に用いるパワーを減らすことができる。

Fig. 18~21, Table 8 は Fig. 16 に示した場合を基本例とする Trade-off study の例である。まず Fig. 18 は用いる機種を新型に変えるとコンタがどうなるかを調べたものであり、Fig. 19, 20 は Thrust reduction, 2 segment approach, 急こう配着陸を用いるとどの程度騒音レベルが減るかを調べたもので Flight path 1 (離陸) の方には Thrust reduction の悪い影響も表われている。つまりコンタが遠くまで伸びて長細くなっている。この様子をよく見るために、Fig. 21 にまとめてみた。Fig. 22 は三つの Flight path をもつ場合についておのおのの Flight path の利用率を変えるとコンタの形状がどう変わるかを調べた例であ

Table 7 Example of thrust reduction and climb gradient reduction
for noise abatement departures.
Thrust Reductions at 6,400 m from Start of Roll

Aircraft Type	Altitude Profile	% Thrust	$\Delta G_c(\%)$	ΔEPN dB
4-engine Turbo-fan	B	56	6.23	6.5
	C	64	5.48	2.5
	D	71	4.82	1
	E	78	4.35	1
4-engine Turbo-fan New Generation	B	67	7.25	7.5
	C	71	6.18	4.5
	D	74	5.15	3.5
	E	76	4.45	3.5
3-engine Turbo-fan	B	77	10.0	4.5
	C	83	8.75	1.5
	D	88	7.7	1
3-engine Turbo-fan New Generation	B	82	10.9	3.5
	C	85	9.25	2.5
	D	90	8.0	1.5
	E	92	7.1	1

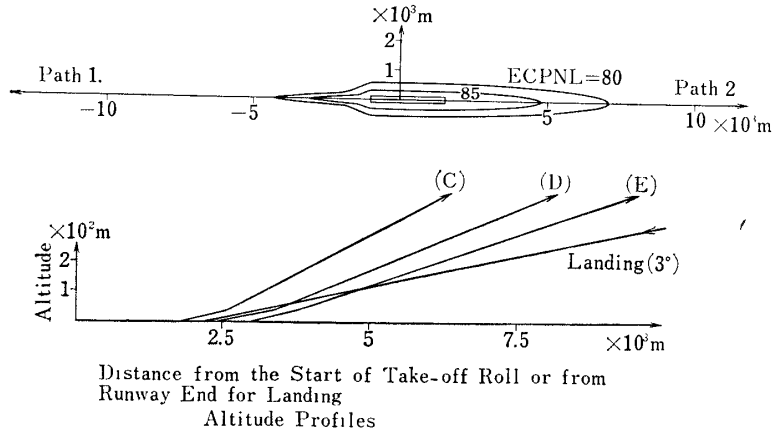


Fig. 18 Example of trade-off study with change of aircraft types for the base case in Fig. 16 (using B-747, L-1011 for take-off and landing).

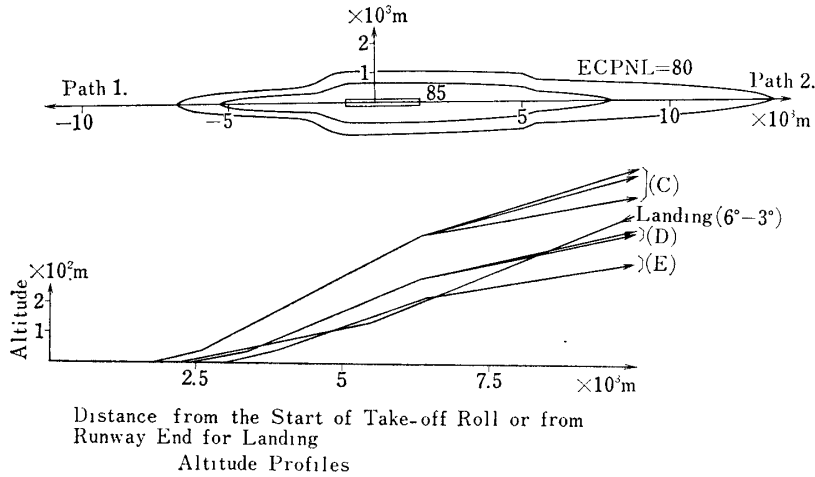


Fig. 19 Example of trade-off study with thrust reduction and noise abatement approach (2 segment approach) for the base case in Fig. 16.

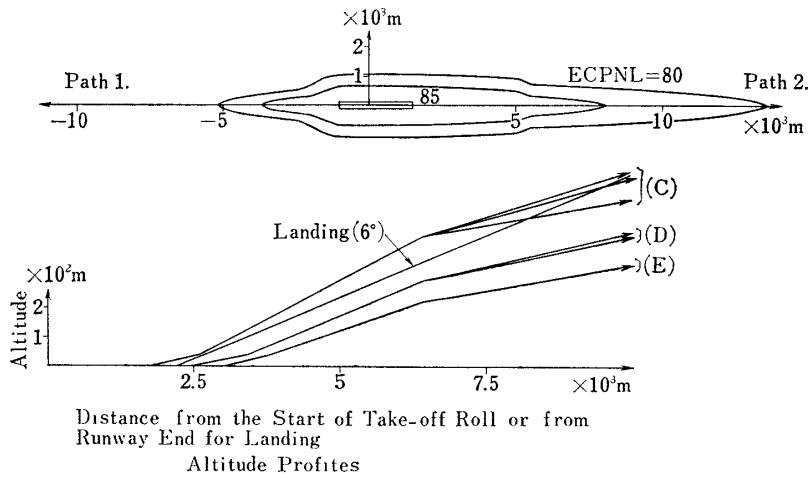


Fig. 20 Example of trade-off study with thrust reduction and noise abatement approach (steeper gradient approach) for the base case in Fig. 16.

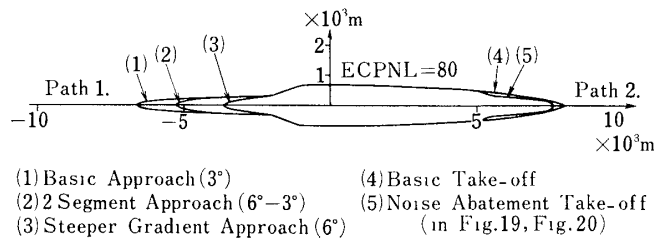


Fig. 21 Comparison of areas surrounded in equal noise level contour lines in each noise abatement take-off and landing procedure.

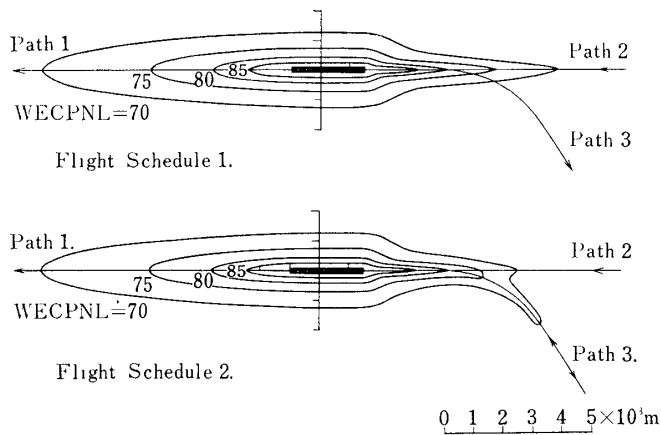


Fig. 22 Example of trade-off study with change of flight path utilization (for new Takamatsu airport)

Table 8 Operational procedures for trade-off study in Fig. 18.

For Landing only for (1500, 0)						
Path 1	Number of Operations	Profile		Landing		
		Type				
		B-747		34		
L-1011		46				
For Take-off only from (-1000, 0)						
Path 2	Number of Operations	Profile		Take-off		
		Type		C	D	E
		B-747		1	14	19
L-1011		33	13			

Table 9 Operational procedures for the example in Fig. 22
(trade-off study with schedule 1, 2; take-off profile C)

		Flight Path Descriptors (X_1, Y_1)=(1500, 0), (X_2, Y_2)=(-10500, 0), $R=0$			
Path 1	Number of OPERATIONS	Aircraft Type	Profile	Schedule 1	Schedule 2
		DC-10	Take-off	9.93	9.93
			Landing		
		B-737	Take-off	12.908	12.908
			Landing		
		YS-11	Take-off	11.916	11.916
Landing					
		Flight Path Descriptors (X_1, Y_1)=(-1000, 0), (X_2, Y_2)=(10500, 0), $R=0$			
Path 2	Number of OPERATIONS	Aircraft Type	Profile	Schedule 1	Schedule 2
		DC-10	Take-off		
			Landing	4.084	9.93
		B-737	Take-off		
			Landing	5.308	12.908
		YS-11	Take-off		
Landing	4.9		11.916		
		Flight Path Descriptors (X_1, Y_1)=(-1000, 0), (X_2, Y_2)=(4250, 0), (R, θ)=(3900, 57°), (X_3, Y_3)=(10500, -6300)			
Path 3	Number of OPERATIONS	Aircraft Type	Profile	Schedule 1	Schedule 2
		DC-10	Take-off	1.484	1.484
			Landing	5.846	
		B-737	Take-off	1.93	1.93
			Landing	7.6	
		YS-11	Take-off	1.782	1.782
Landing	7.016				

る。Table 9 にこのときの運航手順を示した。

なお、こういった Trade-off study を行なうときには、騒音対策としてどの程度の効果があるかを調べるのにコンタで囲まれる地域の面積を比較することも多いので必要に応じて計算できるようにした。

5. あとがき

騒音コンタの作成による航空機騒音の予測について検討した。3.2節に述べた方式(I)のプログラムは13.5 kByte (1 Byte=8 bits)程度の容量があればFlight path五つ、運航機種50くらいの規模の空港まで処理できる。方式(II)のプログラムは13 kByteの容量があれば20機種までについていろいろなAltitude profileで飛ぶ場合まで処理できる。

ここではミニコンピュータ TOSBAC-40 (記憶容量 32 kByte) とデジタル XY プロッタ (WX 535) を用いて処理したので方式(I), (II) を包含する処理が可能である。

現在の段階ではコンタが二つ以上の独立したループをもつ場合や複雑なFlight pathをもつ場合の処理ができない。また、地上伝搬等の影響は考慮してない。計算時間は3.2節の方式(2)では数秒で計算を終わるが、方式(II)では数分かかる。この点からも刻み幅 Δ の自動調節などを考える必要がある。

1973年5月8日 計測部

参 考 文 献

- [1] R.D. Horonjeff and A. Paul: A digital computer program for computation of noise exposure forecast contours, FAA-NO-70-6, 1970.
- [2] Procedures for developing aircraft noise exposure contour around airports, 1970.
- [3] A study of the magnitude of transportation noise and potential abatement, vol. III Airport/Aircraft system noise 1970.
- [4] 五十嵐寿一・西宮 元 航空機騒音の計測と評価, 日本音響学会誌, 28, 1972.
- [5] D.E. Bishop and M.A. Simpsom. Noise exposure forecast contours for 1967, 1970 and 1975 operations at selected airports, FAA-NO-70-8, 1970.
- [6] M.E. Delamy and E.K. Bazley. A note on the effect of ground absorption in the measurement of aircraft noise, J.S.V. 16, p. 135, 1971.
- [7] P.H. Parkin and W.E. Scholes. The horizontal propagation of sound from a jet engine close to the ground at Radlett and at Hatfield, J.S.V. 1, p. 1, 1964, and J.S.V. 2, p. 353, 1965.