

ミニコンピューターによる航空機騒音予測モデルの開発

- I N M データベースの利用 -

末岡伸一

1 はじめに

航空機の離着陸に伴う騒音は、周辺に与える被害が大きく環境保全に対する施策が強く求められてきた。特に我国のように、空港周辺に民家が密集している場合、空港の拡張や機種の変更、便数の増大による環境への影響予測が重要な課題となっている。この騒音分布の予測については、いくつかの研究が発表されているが、いずれもFAA（アメリカ連邦航空局）のまとめた考え方に基づいており、EPNLもしくはピークレベル（dBA）の騒音カーブ（Noise curve）により予測計算される。

この予測に使用される騒音基礎データは、現用航空機についてはFAAからEPNLデータとして発表され広く利用されてきた。またピークレベルについても現用航空機¹⁾や軍用機²⁾についての発表がなされている。これらの基礎データ及び予測計算の手法は、いずれも各機種ごとに離着陸騒音カーブを定め、これを利用し、機種別、離着別、飛行コース別に騒音レベルを計算し、WECPNL等の航空機騒音評価量を算出している。しかしながら騒音レベルは主としてエンジンの推力（Thrust）に依存する関数であり、離着別の騒音カーブは推力を変数として整理できる。また、航空機の離着陸時の推力変化やリバース（逆噴射）音など、詳細に予測を実施するためにも騒音レベルを推力の関数として測定したデータが求められていた。

このなかでFAAは1979年、第2版INMデータベース（Integrated Noise Model Data Base）³⁾として57機種の航空機騒音データを明らかにした。INMデータは、現用航空機、標準機（General Aviation）、軍用機（Military Aircraft）に分け機種別の基礎データを明らかにしており、これにより軍用基地の予測も可能となった。（表2参照）

本報告はこのINMデータを利用し、ミニコンピューターで予測計算するために開発した手法と、都内Y基地を対象として行なった予測計算例の報告である。

2 予測計算

(1) 予測関数

航空機の離着陸に伴う騒音の評価は、我国の環境基準ではWECPNLが採用され、測定上の便宜からdBAのピークレベル（LAmax）から簡略計算することになっている。しかし、本来WECPNLはEPNLを基盤に算出されるものであり、INMデータもEPNLを基本に整理されている。WECPNLの算出は

$$WECPNL = 10 \log \left\{ \sum_{i=1}^n \frac{EPNL_i}{10^{10}} (ki1 + 3.04ki2 + 10ki3) \right\} - 39.4 \dots \dots (1)$$

EPNL_i : i機種のEPNL

ki1 : 7:00～19:00の機数

ki2 : 19:00～22:00の機数

ki3 : 0:00～7:00, 22:00～24:00の機数

で計算される。

今回のWECPNLは基本的には(1)式により計算することとしたが、我国で採用した略算法による検討も必要であり、合わせてプログラム化した。ピークレベルの算出法は、EPNLを補正することにより計算し、次式によりWECPNLを算出した。

$$WECPNL = LA_{max} + 10 \log N - 27 \dots \dots (2)$$

LA_{max} : ピークレベルのパワー平均値

N : 加重機数

計算の具体的手順は図1のブロックチャートのように行なった。既報¹⁾とはほぼ同様であるが、①騒音レベルの算出を推力により計算すること、②速度補正を加えること、③計算地点の高度補正を行なうこと、以上

を付加しモデルの高精度化を計った。なお継続時間に関する補正は行なわないこととした。

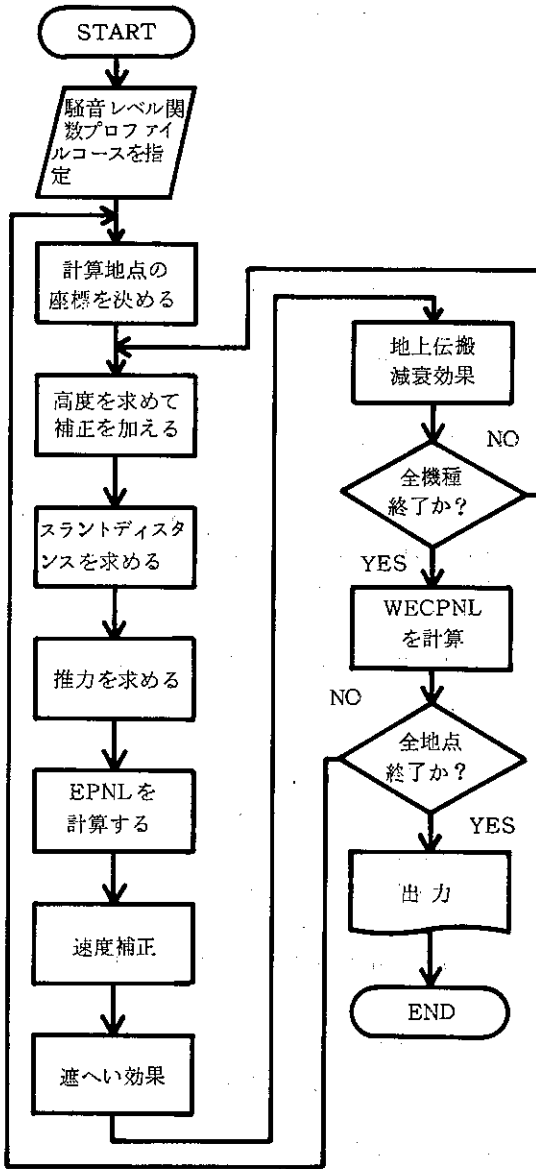


図1 予測計算の具体的手順

(2) スラントディスタンスの算出

スラントディスタンス (Slant Distance)の算出は、図2、3のごとく複数のセグメントで定義された飛行コース (Ground Truck)とプロファイルデータより算出される。まず計算地点と各セグメントの最短

距離を幾何学的に求め、このうち最小のものを与えるセグメント上の点をBとする。このB点の Ground Truck上の延長距離 (離陸スタート地点もしくは着陸終了地点からの距離) を求め、プロファイルデータを使って高度、推力、速度を算出する。この高度AB、計算地点と滑走路との高度差CC'及びACの距離よりスラントディスタンスBC'を計算する。高度差CC'は高度補正データにより指定された地域に対して計算される。推力、速度、及び計算地点C'における仰角 β は騒音レベル算出のパラメーターとして利用される。

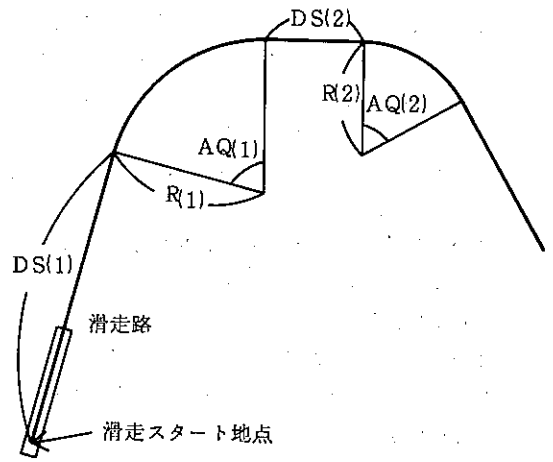


図2 Ground Truck の定義

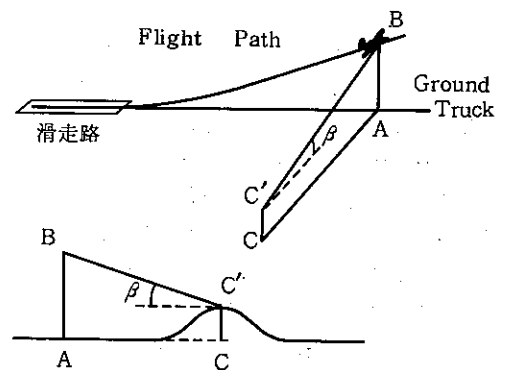


図3 スラントディスタンスの算出

3. 騒音カーブ

図4～図19は主要な機種別のスラントディ

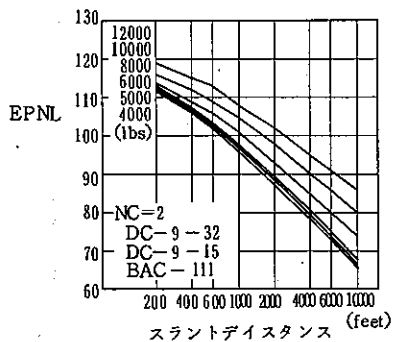


図 4 推力別騒音カーブ

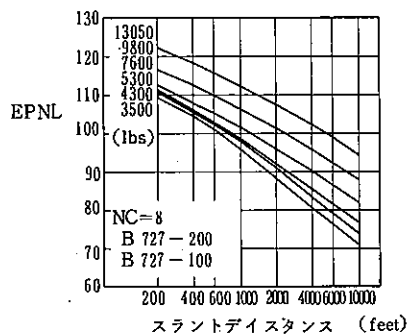


図 8 推力別騒音カーブ

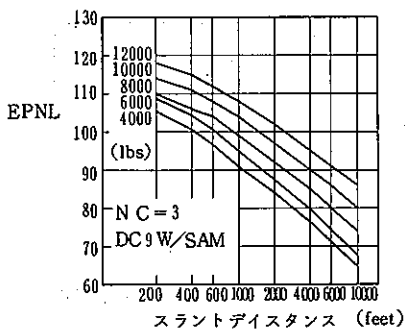


図 5 推力別騒音カーブ

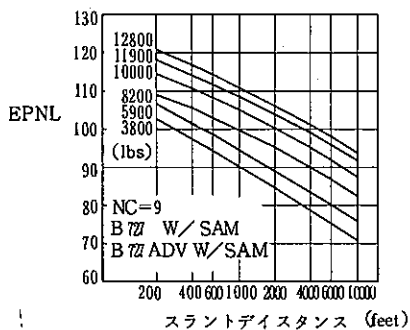


図 9 推力別騒音カーブ

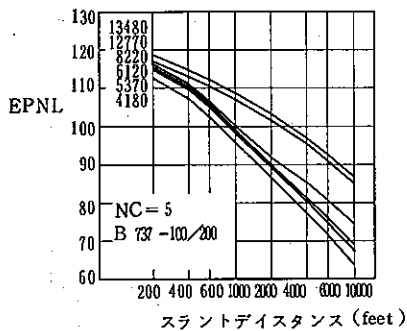


図 6 推力別騒音カーブ

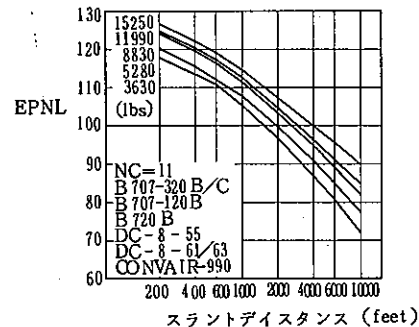


図 10 推力別騒音カーブ

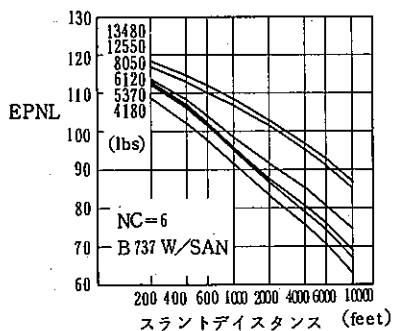


図 7 推力別騒音カーブ

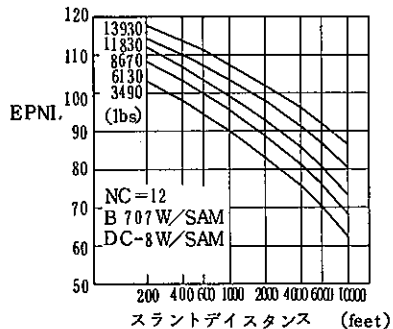


図 11 推力別騒音カーブ

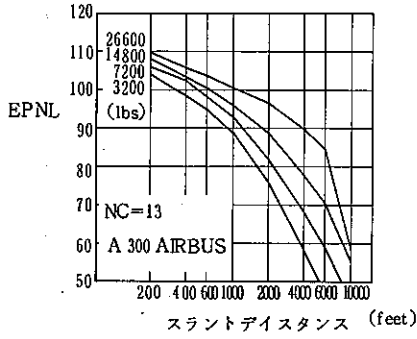


図 12 推力別騒音カーブ

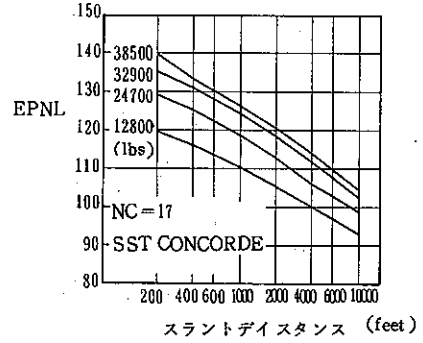


図 16 推力別騒音カーブ

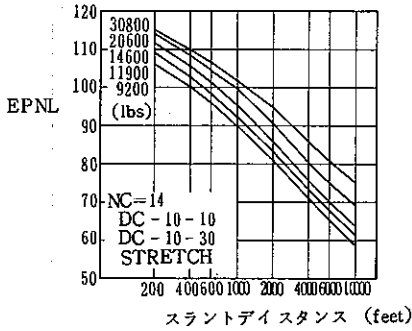


図 13 推力別騒音カーブ

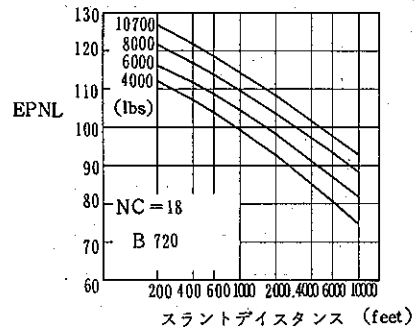


図 17 推力別騒音カーブ

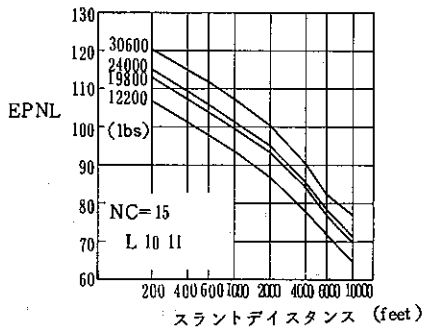


図 14 推力別騒音カーブ

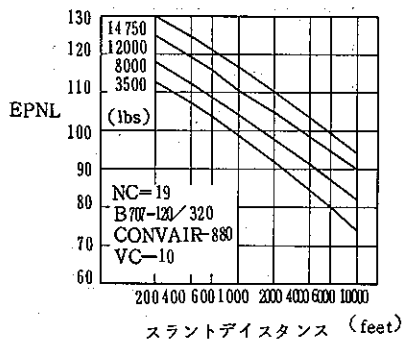


図 18 推力別騒音カーブ

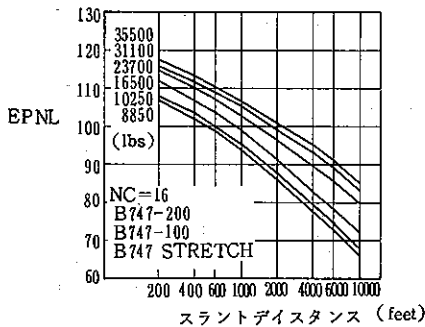


図 15 推力別騒音カーブ

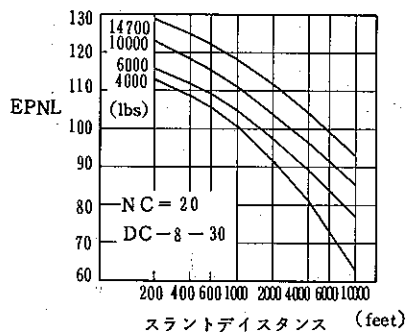


図 19 推力別騒音カーブ

スタンス-EPNL騒音カーブである。I-NMデータは、200, 400, 600, 1000, 2000, 4000, 6000, 10000 feet の8点の騒音レベルを与えているが、データの簡略化と計算効率のため、このデータをもとに対数2次曲線で近似を行った。表1は最小二乗法で算出した係数であり、騒音レベルは $EPNL = A + B \log(x) + C \log^2(x)$ (3) x : スラントディスタンス (feet) で表わされる騒音関数で計算する。表中 NC は騒音カーブ番号であり、表2により使用する機種は定まる。

表1 騒音レベル関数の係数

機 種	NC	推力 (lbs)	A	B	C
STOL F-28-2000	1	8600	0.10549×10^3	0.14752×10^2	-0.51452×10^1
		5900	0.61567×10^3	-0.61567×10^1	-0.28306×10^1
		4200	0.17015×10^3	-0.23594×10^2	-0.11263×10^1
DC-9-32 DC-9-15 BAC-111	2	12000	0.12789×10^3	0.58715×10^1	-0.40950×10^1
		10000	0.12365×10^3	0.78341×10^1	-0.46870×10^1
		8000	0.12874×10^3	0.39648×10^1	-0.44049×10^1
		6000	0.13134×10^3	0.31815×10^1	-0.47788×10^1
		5000	0.13415×10^3	0.11700×10^1	-0.45195×10^1
4000	0.13456×10^3	0.59843×10^0	-0.44742×10^1		
DC 9 W/SAM ENGINES	3	12000	0.12617×10^3	0.67101×10^1	-0.42063×10^1
		10000	0.12003×10^3	0.85833×10^1	-0.46425×10^1
		8000	0.10427×10^3	0.16660×10^2	-0.60691×10^1
		6000	0.12528×10^3	0.32433×10^1	-0.44080×10^1
4000	0.12814×10^3	-0.12767×10^1	-0.36386×10^1		
F-27 FOKKEP	4	7900	0.11022×10^3	0.64530×10^1	-0.34769×10^1
		6320	0.11487×10^3	0.84530×10^1	-0.51320×10^1
B737-100/200	5	13480	0.11838×10^3	0.10853×10^2	-0.46750×10^1
		12770	0.11859×10^3	0.96422×10^1	-0.44831×10^1
		8220	0.16321×10^3	-0.17197×10^2	-0.12358×10^1
		6120	0.15309×10^3	-0.87002×10^1	-0.30900×10^1
		5370	0.14604×10^3	-0.37304×10^1	-0.39946×10^1
		4180	0.14287×10^3	-0.41646×10^1	-0.14646×10^1
B737 W/SAM ENGINES	6	13480	0.12505×10^3	0.63094×10^1	-0.39394×10^1
		12550	0.11973×10^3	0.87299×10^1	-0.43257×10^1
		8050	0.15322×10^3	-0.13669×10^2	-0.14710×10^1
		6120	0.16194×10^3	-0.18132×10^2	-0.12584×10^1
		5370	0.15943×10^3	-0.16100×10^2	-0.17271×10^1
		4180	0.14800×10^3	-0.11278×10^2	-0.24641×10^1
LTJ GA	7	2500	0.12656×10^3	0.10260×10^2	-0.51008×10^1
		1050	0.91724×10^2	0.20062×10^2	-0.63078×10^1
B727-200 B727-100	8	13050	0.13922×10^3	-0.22754×10^1	-0.22206×10^1
		9800	0.13579×10^3	-0.32424×10^1	-0.21813×10^1
		7600	0.13598×10^3	-0.55015×10^1	-0.19952×10^1
		5300	0.14160×10^3	-0.88084×10^1	-0.18643×10^1
		4300	0.13225×10^3	-0.17921×10^1	-0.32234×10^1
3500	0.13640×10^3	-0.45897×10^1	-0.29783×10^1		
B727 W/SAM ENGINES B727 ADV W/SAM ENG.	9	12800	0.14552×10^3	-0.76429×10^1	-0.13049×10^1
		11900	0.13840×10^3	-0.49432×10^1	-0.16658×10^1
		10000	0.12860×10^3	-0.54382×10^0	-0.24291×10^1
		8200	0.12441×10^3	-0.12642×10^1	-0.23014×10^1
		5900	0.14549×10^3	-0.16060×10^2	-0.32825×10^0
3800	0.13969×10^3	-0.14323×10^2	-0.71817×10^0		

機 種	NC	推力 (lbs)	A	B	C
MTJ GA	10	2800 800	0.12208×10^3 0.80942×10^2	0.11344×10^2 0.27473×10^2	-0.50569×10^1 -0.76609×10^1
B707-320 B/C B707-120 B B720 B DC-B-55 DC-B-61/63 CONVAIR-990	11	15250 11990 8830 5880 3630	0.14025×10^3 0.12777×10^3 0.12162×10^3 0.11387×10^3 0.10296×10^3	0.34445×10^1 0.11927×10^2 0.16299×10^2 0.18965×10^2 0.25941×10^2	-0.40238×10^1 -0.56923×10^1 -0.65733×10^1 -0.70319×10^1 -0.84232×10^1
B707 W/SAM ENGINES DC8 W/SAM ENGINES	12	13930 11830 8670 6130 3490	0.12332×10^3 0.11624×10^3 0.12228×10^3 0.11564×10^3 0.10940×10^3	0.65751×10^1 0.98557×10^1 0.58631×10^1 0.81050×10^1 0.91548×10^1	-0.39384×10^1 -0.46854×10^1 -0.44953×10^1 -0.49328×10^1 -0.51888×10^1
A300 AIRBUS	13	26600 14800 7200 3200	0.10000×10^3 0.77556×10^2 0.42698×10^2 0.14557×10^2	0.16318×10^2 0.36330×10^2 0.63959×10^2 0.85734×10^2	-0.53533×10^1 -0.10076×10^2 -0.15786×10^2 -0.20408×10^2
DC-10-10 DC-10-30 DC-10 STRETCH	14	30800 20600 14600 11900 9200	0.13176×10^3 0.13708×10^3 0.14535×10^3 0.14099×10^3 0.13016×10^3	0.26126×10^1 0.18398×10^0 -0.58212×10^1 -0.49934×10^1 0.29524×10^0	-0.42235×10^1 -0.43510×10^1 -0.36936×10^1 -0.37774×10^1 -0.45997×10^1
L1011	15	30600 24000 19800 12200	0.99996×10^2 0.11292×10^3 0.10314×10^3 0.10730×10^3	0.29089×10^2 0.16043×10^2 0.20718×10^2 0.13665×10^2	-0.88584×10^1 -0.66017×10^1 -0.72510×10^1 -0.60630×10^1
B747-200 B747-100 B747 STRETCH	16	35500 31100 23700 16500 10250 8850	0.12957×10^3 0.12218×10^3 0.13070×10^3 0.12704×10^3 0.11766×10^3 0.11879×10^3	0.25204×10^1 0.65068×10^1 0.94807×10^0 0.37596×10^1 0.74799×10^1 0.61735×10^1	-0.33841×10^1 -0.40591×10^1 -0.34181×10^1 -0.44041×10^1 -0.49921×10^1 -0.48520×10^1
SST CONCORDE	17	38500 32900 24700 12800	0.16338×10^3 0.14654×10^3 0.15244×10^3 0.13776×10^3	-0.54056×10^1 0.34781×10^1 -0.49860×10^1 -0.31032×10^1	-0.23190×10^1 -0.36338×10^1 -0.21205×10^1 -0.20318×10^1
B720	18	10700 8000 6000 4000	0.15689×10^3 0.14533×10^3 0.13544×10^3 0.13207×10^3	-0.86965×10^1 -0.48175×10^1 -0.11527×10^1 -0.65053×10^0	-0.18323×10^1 -0.23565×10^1 -0.30653×10^1 -0.34212×10^1
B707-120/320 CONVAIR-880 VC-10	19	14750 12000 8000 3500	0.16175×10^3 0.16515×10^3 0.15321×10^3 0.14368×10^3	-0.93290×10^1 -0.15359×10^2 -0.11810×10^2 -0.75775×10^1	-0.18998×10^1 -0.86127×10^0 -0.14954×10^1 -0.24549×10^1
DC-8-30	20	14700 10000 6000 4000	0.12486×10^3 0.13160×10^3 0.10741×10^3 0.70020×10^2	0.15151×10^2 0.72027×10^1 0.19367×10^2 0.46100×10^2	-0.57871×10^1 -0.47021×10^1 -0.67569×10^1 -0.11952×10^2
MTF GA	21	3450 865	0.13730×10^3 0.97357×10^2	-0.15001×10^1 0.19638×10^2	-0.33718×10^1 -0.72982×10^1

機 種	NC	推力 (lbs)	A	B	C
MTETP GA	22	1119	0.99955×10^2	0.79945×10^1	-0.42240×10^1
		490	0.58299×10^2	0.37686×10^2	-0.99591×10^1
LTEP 6 GA	23	447.5	0.77796×10^2	0.76138×10^1	-0.36751×10^1
		195	0.86243×10^2	0.12747×10^2	-0.49057×10^1
LSEP 2 GA	24	460	0.94533×10^2	0.31582×10^1	-0.31022×10^1
		184	0.81993×10^2	0.28613×10^1	-0.30557×10^1
LSEP 4 GA	25	686	0.95772×10^2	0.75938×10^1	-0.36751×10^1
		274	0.82277×10^2	0.78909×10^1	-0.37194×10^1
MSEP 6 GA	26	1213.5	0.96817×10^2	0.84339×10^1	-0.38097×10^1
		485.39	0.91702×10^2	0.74028×10^1	-0.36472×10^1
MTEP 10 Q GA	27	1294.2	0.10246×10^3	0.69912×10^1	-0.35775×10^1
		517.69	0.95865×10^2	0.71176×10^1	-0.35975×10^1
MTEP 10 L GA	28	1278.5	0.11026×10^3	0.73146×10^1	-0.36280×10^1
		511.4	0.10408×10^3	0.71756×10^1	-0.36071×10^1
LQTF GA	29	1550	0.10000×10^3	0.10202×10^2	-0.45741×10^1
		510	0.87969×10^2	0.12444×10^2	-0.51206×10^1
HTF GA	30	3150	0.11041×10^3	0.13311×10^2	-0.55370×10^1
		1100	0.78190×10^2	0.26610×10^2	-0.74728×10^1
F-101 B, C, F	31	13500	0.11424×10^3	0.20851×10^2	-0.67534×10^1
		3500	0.11078×10^3	0.15362×10^2	-0.56101×10^1
		2100	0.10396×10^3	0.18780×10^2	-0.63969×10^1
F-104	32	15800	0.13671×10^3	0.57832×10^1	-0.39282×10^1
		10000	0.12459×10^3	0.11399×10^2	-0.50981×10^1
		2650	0.91211×10^2	0.28256×10^2	-0.79782×10^1
F-5A, B	33	5000	0.16520×10^3	-0.92711×10^1	-0.20901×10^1
		3500	0.94983×10^2	0.34361×10^2	-0.93343×10^1
		2300	0.95452×10^2	0.17325×10^2	-0.59654×10^1
F-5E	34	5000	0.16497×10^3	-0.86041×10^1	-0.21890×10^1
		3500	0.94666×10^2	0.35073×10^2	-0.94291×10^1
		2300	0.10218×10^3	0.13085×10^2	-0.52459×10^1
T-33A	35	4600	0.10687×10^3	0.14052×10^2	-0.55222×10^1
		1400	0.85792×10^2	0.22402×10^2	-0.71000×10^1
C-5A	36	41100	0.78804×10^2	0.50289×10^2	-0.12357×10^2
		12500	0.56258×10^2	0.60620×10^2	-0.13853×10^2
C-141A	37	21000	0.11615×10^3	0.17720×10^2	-0.63753×10^1
		5500	0.73069×10^2	0.43038×10^2	-0.11176×10^2
C-130E	38	16800	0.10427×10^3	0.96957×10^1	-0.41562×10^1
		4000	0.10430×10^3	0.93918×10^1	-0.45885×10^1
C-130H, N, P	39	16800	0.10601×10^3	0.90372×10^1	-0.40289×10^1
		4000	0.10437×10^3	0.98733×10^1	-0.46556×10^1
HTJ GA	40	2800	0.12520×10^3	0.10569×10^2	-0.49279×10^1
		1270	0.85630×10^2	0.27678×10^2	-0.76933×10^1
C-131	41	5000	0.10886×10^3	0.11845×10^2	-0.45287×10^1
		2900	0.93973×10^2	0.13133×10^2	-0.47360×10^1

$$EPNL = A + B \log(x) + C \log^2(x)$$

x : スラントディスタンス (feet)

表2 機種別騒音関数プロフィール

AC	機種		NC	AP	TP (航続距離カテゴリー別)						
					1	2	3	4	5	6	7
1	2E	NBTF DC-9-32	2	2	48	49	49	—	—	—	—
2		DC-9-15	2	2	46	47	47	47	—	—	—
3		BAC-111	2	2	48	49	49	49	—	—	—
4		737-100/200	5	5	43	44	45	45	—	—	—
5	3E	NBTF 727-200	8	8	18	20	20	20	—	—	—
6		727-100	8	8	17	18	19	20	—	—	—
7	4E	NBTF 707-320B/C	11	11	27	28	29	31	34	36	36
8		707-120B	11	11	38	39	40	41	42	42	42
9		720B	11	11	37	38	39	40	42	42	42
10		DC-8-55	11	11	27	28	29	31	34	36	36
11		DC-8-61/63	11	11	30	32	33	35	36	36	36
12		CONVAIR-990	11	11	28	30	31	32	34	34	34
13	4E	NTJ 707-120/320	19	19	21	22	23	24	25	26	26
14		720	18	18	21	22	23	24	25	25	25
15		DC-8-30	20	20	21	22	23	24	25	26	26
16		CONVAIR-880	19	19	22	23	24	25	25	25	25
17		VC-10	19	19	27	28	29	30	31	32	32
18	STOL	F-28-20000	1	1	61	62	62	—	—	—	—
19	SST	CONCORDE	17	17	76	76	77	77	78	78	78
20	2EWB	A300 AIRBUS	13	13	50	51	51	52	53	—	—
21	3E	MR WB DC-10-10	14	14	12	13	14	15	16	16	16
22	3	ENG WB L-1011	15	15	12	13	14	15	16	16	16
23	3E	LR WB DC-10-30	14	14	56	56	57	58	59	60	60
24	3E	LR WB STRETCH	14	14	56	57	58	59	84	85	85
25	4	ENG WB 747-200	16	16	6	7	8	9	10	11	11
26		747-100	16	16	1	2	3	4	5	5	5
27		747 STRETCH	16	16	79	79	80	81	82	83	83
28	DC9	W/SAM ENGINES	3	3	48	49	49	49	—	—	—
29	737	W/SAM ENGINES	6	6	43	44	45	45	—	—	—
30	727	W/SAM ENGINES	9	9	17	18	19	20	—	—	—
31	707	W/SAM ENGINES	12	12	27	28	29	31	34	36	36
32	DC8	W/SAM ENGINES	12	12	30	32	33	35	36	36	36
33	727ADV	W/SAM ENG.	9	9	63	63	64	65	—	—	—
34	2ETPQ	F-27 FOKKEP	4	4	54	54	54	—	—	—	—
35	LTJ	GA	7	7	55	—	—	—	—	—	—
36	MTJ	GA	10	10	66	66	66	—	—	—	—
37	HTJ	GA	40	40	67	67	67	—	—	—	—
38	MTF	GA	21	21	86	86	86	—	—	—	—
39	MTETP	GA	22	22	87	87	—	—	—	—	—
40	LTEP6	GA	23	23	88	—	—	—	—	—	—
41	LSEP2	GA	24	24	89	—	—	—	—	—	—
42	LSEP4	GA	25	25	90	—	—	—	—	—	—
43	MSEP6	GA	26	26	91	—	—	—	—	—	—
44	MTEP10Q	GA	27	27	92	—	—	—	—	—	—
45	MTEP10L	GA	28	28	93	—	—	—	—	—	—
46	LQTF	GA	29	29	94	94	94	—	—	—	—
47	HTF	GA	30	30	95	95	95	95	—	—	—
48	F-101B, C, F	MIL	31	31	96	96	96	96	96	—	—
49	F-104	MIL	32	32	97	97	—	—	—	—	—
50	F-5A, B	MIL	33	33	98	88	—	—	—	—	—
51	F-5E	MIL	34	34	99	99	—	—	—	—	—
52	T-33A	MIL	35	35	100	100	100	—	—	—	—
53	C-5A	MIL	36	36	101	101	101	101	101	101	101
54	C-141A	MIL	37	37	102	102	102	102	102	102	—
55	C-130E	MIL	38	38	103	103	103	103	103	—	—
56	C-130H, N, P	MIL	39	39	104	104	104	104	104	—	—
57	C-131	MIL	41	41	68	68	68	—	—	—	—

AC: 機種番号
 NC: 騒音カーブ番号
 AP: 着陸プロフィール番号
 TP: 離陸プロフィール番号

航続距離カテゴリー

1	0 - 500	nautical miles	4	1500 - 2500	nautical miles
2	500 - 1000	"	5	2500 - 3500	"
3	1000 - 1500	"	6	3500 - 4500	"
			7	4500 以上	"

表3はB747とDC10のINMデータと近似計算値の差をかかげたが、±1EPNLdB以内になっており、問題はないと言える。なお一部のデータで8点すべてを使って近似すると誤差が大きくなるものがあったが、実際に使用する70EPNLdB以上でもっとも誤差が小さくなるように近似した。騒音分布図(コンター)作成において70EPNLdB以下については、暗騒音補正により使用しないので実際上不都合はない。

4 プロファイルデータ

プロファイルデータはINMデータと運行実態から定めた。表4はB747の例であり離陸スタート地点からの距離別に、各ポイントにおける高度、推力、及び速度が定義されている。離陸プロファイルについて

は、各機種とも航続離陸(Trip length)別に数種のプロファイルが用意されている。これは離陸プロファイルが離陸重量に関係し、離陸重量は燃料搭載量に依存するため、航続距離により基準化している。着陸プロファイルについては3000feetの高度から3°の進入角で着陸するものとした。

5 騒音レベルの計算

(1) EPNLの算出

EPNLの算出はスラントディスタンスと推力から騒音関数より計算され、速度補正、地上伝搬減衰効果、遮へい効果のレベル補正が行なわれる。

推力についてはプロファイルデータより与えられるが、図20のごとく次の推力区間への接続については、1000feetの間でスムージング(Smoothing)を行

表3 最小二乗近似とINMデータの誤差

機 種	推力(lbs)	ス ラ ン ト デ ィ ス タ ン ス (feet)							
		200	400	600	1000	2000	4000	6000	10000
DC10-10	30800	0.41	-0.04	-0.28	-0.31	-0.44	0.57	0.54	-0.46
	20600	0.47	-0.20	-0.29	-0.42	-0.32	0.89	0.67	-0.80
DC10-30	14600	0.79	-0.41	-0.54	-0.46	-0.12	0.85	0.63	-0.74
	11900	0.50	-0.38	-0.34	-0.19	-0.06	0.59	0.50	-0.62
STRECH	9200	0.48	-0.31	-0.42	-0.25	0.01	0.64	0.62	-0.76
	35500	-0.05	0.01	0.25	-0.03	0.11	-0.46	-0.32	0.50
B747-200	31100	0.06	0.02	-0.08	-0.14	0.42	-0.25	-0.28	0.26
	23700	0.19	-0.07	-0.24	-0.02	0.19	0.07	-0.11	0.01
B747-100	16500	0.37	-0.10	-0.41	-0.32	0.16	0.54	0.17	-0.39
	10250	0.24	-0.18	-0.19	-0.03	0.06	0.23	-0.04	-0.09
B747 STRECH	8850	0.30	-0.10	-0.31	-0.16	0.20	0.17	-0.05	-0.05

(単位 EPNL)

表4 プロファイルデータの例

Point	1	2	3	4	5	6
滑走スタート地点からの距離 (ft)	5500	8000	15000	29220	59200	82175
高 度 (ft)	0	400	1500	3000	4800	7000
速 度 (knots)	164	164	164	164	250	250
推 力 (lbs)	36800	36800	36800	28300	28300	25160

(B747-200 T/O)

なうようにした。着陸時のリバースは現用航空機はすべて行なうものとし、標準機・軍用機は行なわないものとした。

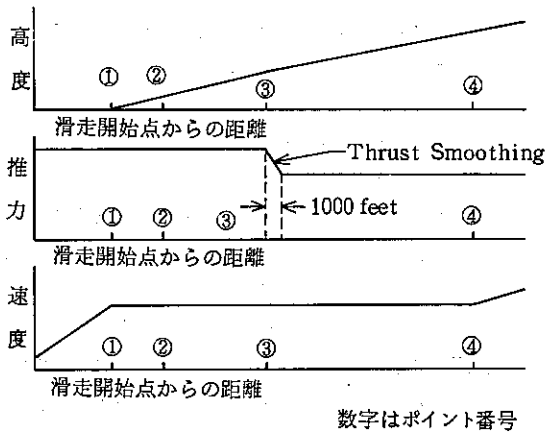


図20 プロファイルデータ

(2) 速度補正

一般にピークレベルが等しくても騒音の持続時間が長くなるとEPNLなどエネルギー積算型の測定値は値が大きくなり、速度変化による補正が必要である。騒音データは160 knotsを基準に整理されており、それ以外の速度では補正が必要であり補正量VCは

$$VC = 10 \log \left(\frac{V}{160} \right) \dots\dots (4)$$

V: 航空機 の速度

で与えられ図21のようになる。速度Vの算出は図20に示すようにプロファイルデータから求められる。なお離陸については、離陸スタート地点の初期速度を32 knotsとした。

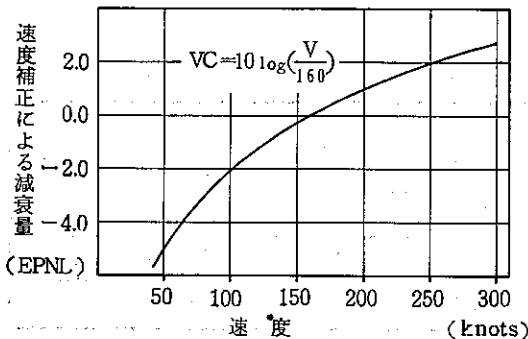


図21 速度補正

(3) 地上伝搬減衰効果及び遮へい効果

予測は一般に標準状態(温度25°C, 湿度70%)で行なわれ、騒音データも空気吸収減衰を修正して整理してある。しかしそれ以外にも余剰の減衰があり地上伝搬減衰として測定されている。今日広く用いられているSAEのデータ⁴⁾によれば、地上伝搬減衰効果は仰角βと水平距離ACにより決まるとされている。

減衰量Δは

$$\Delta = \Delta_0 r \dots\dots (5)$$

で与えられ、Δ₀は図22のごとく近似した。rは図23のごとく

$$r = \begin{cases} \exp(-\sqrt{\tan 3\beta}) & \beta \leq 30^\circ \\ 0 & \beta > 30^\circ \end{cases} \dots\dots (6)$$

となる。なお計算地点の高度が航空機よりも高い場合はr=1として計算した。

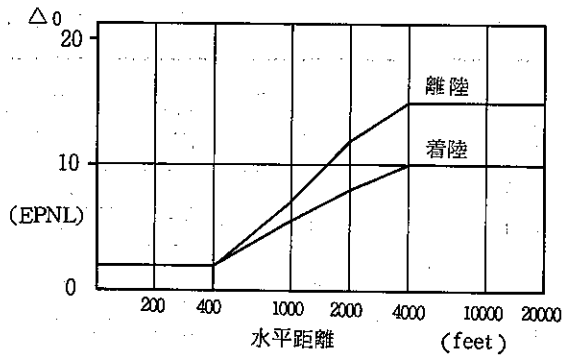


図22 地上伝搬減衰効果(β=0°のとき)

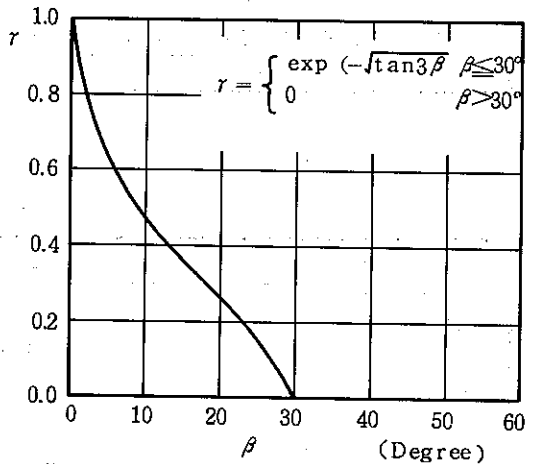


図23 仰角によるrの変化

エンジンの遮へい効果は、翼下に取り付けられたエンジンの音が、側方に対しては機体に遮へいされ実際の騒音レベルが減少する効果を言う。この減衰量, Sh は図 24 のごとく

$$Sh = \begin{cases} 3(1 - \sqrt{\sin \beta}) & \beta \leq 90^\circ \\ 0 & \beta > 90^\circ \end{cases} \dots\dots\dots (7)$$

で整理されている。なおこの場合も計算地点が高度補正の結果、航空機よりも高度が高くなる場合は、Sh = 3 とした。

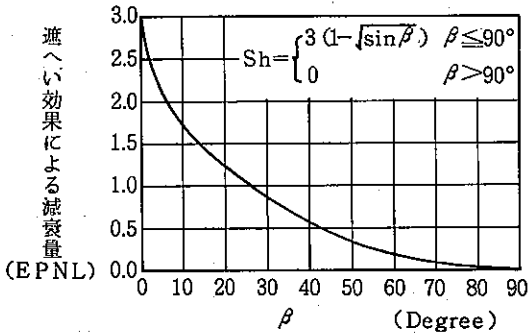


図 2 4 遮へい効果

(4) 高度補正

予測の基礎資料としてのプロファイルデータは、滑走路面からの高度として整理されている。しかし、実際の空港周辺は一定の起伏をもった場合が多く、実測コンターもその上で測定されている。そのため予測精度向上のためには、滑走路面と計算地点の高度差を考慮し、スラントディスタンスの修正を行わなければならない。スラントディスタンスを x とおくと、 x が Δx 増加することによるレベルの変化 ΔL は

$$\Delta L = \alpha \{ \log(x + \Delta x) - \log x \} \dots\dots\dots (8)$$

α は倍距離減衰 6 dB のとき $\alpha = 20$,
3 dB のときは $\alpha = 10$ である。

この式を整理すると

$$\frac{\Delta x}{x} = 10 \Delta L / \alpha - 1 \dots\dots\dots (9)$$

となる。騒音カーブの図でわかるとおり、スラントディスタンスが 4000 feet 以下の場合、航空機の倍距離減衰は 4 ~ 8 dB である。スラントディスタンスが大きい場合は騒音レベルが小さく、高度補正の騒音評価量に与える影響は小さい。ここで倍距離減衰を 8 dB と仮定すると、 $\alpha = 26.6$ となる。 $\Delta L = 1$ dB とす

ると

$$\frac{\Delta x}{x} = 0.09$$

すなわち、スラントディスタンスが 9% 変化すると、騒音レベルで 1 dB 変動する。これを Ground Track 上の地点で検討してみる。例として B747-200 を考えてみると、離陸スタート地点から 30,000 feet 地点では、スラントディスタンスは 1500 feet 前後である。すると 135 feet (約 40 m) の高度差で最大 1 dB の変動が予想される。同様に離陸スタート地点から 60,000 feet ではスラントディスタンスが 3,000 feet 前後で 270 feet (約 80 m) で 1 dB の変動が考えられる。以上のごとく空港周辺で数 10 m の高度差がある場合は、高度補正が必要であり、プログラムでは地域を指定し補正を行うようにした。

(5) ピークレベルの算出

前述のごとく我国の環境基準では WECPNL を EPNL ではなく、dBA で測定されたピークレベル (Lamax) で計算することとしている。これは

$$EPNL = L_{max} + 13 \dots\dots\dots (10)$$

(純音補正, 継続時間補正は行わない)

の仮定にもとづいている。しかしこの補正量 13 については、Carroll Barttel³⁾ によりスラントディスタンスの関数として提案されている。本報告ではこのデータにより EPNL を補正して L_{max} とすることにした。L_{max} は

$$L_{max} = EPNL + 6.1 - 5.7 \log x \dots\dots\dots (11)$$

x : スラントディスタンス (feet)

で与えられる。

図 2 5 は上式によりスラントディスタンスの変化による EPNL - L_{max} を表わしたもので、200 feet で 7.0, 1000 feet で 11.0, 6,000 feet で 15.4 の補正量となる。

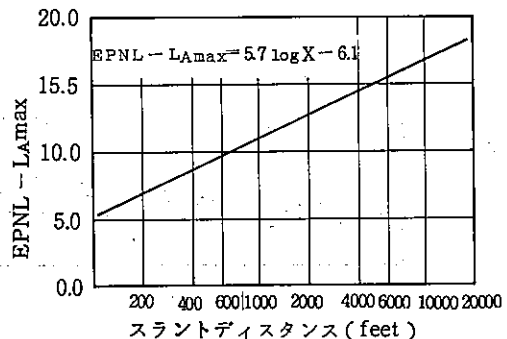


図 2 5 EPNL とピークレベルの差

(6) 暗騒音レベルの補正とWECPNLの算出

EPNLからWECPNLを算出するに際し、暗騒音の影響を考慮し、

$$EPNL \rightarrow \begin{cases} EPNL & EPNL \geq 80 \\ 8(EPNL-70) & 80 > EPNL \geq 70 \\ 0 & EPNL < 80 \end{cases}$$

のように変換し(1)式に代入した。

我国の環境基準ではピークレベルからWECPNLを計算するとき、暗騒音レベルより10 dBA以上のピークレベルのみを使うことになっている。しかしながら測定上の便宜から実際にはある一定レベルを超えたデータを使用し計算している。よって本予測においてもピークレベルからWECPNLを計算するときは、70 dBA以上のデータのみを使用し、(2)式より算出した。

6 プログラム

プログラミングにあたっては、ミニコンピュータにより計算可能なよう極力簡素化を計った。騒音関数データについては表1のように57機種に対し41種の騒音関数が用意されている。この他にも新たに測定されたデータ等により追加するのは容易であり、スラントディスタンスの対数2次曲線として係数を定めればよい。プロファイルデータについては運行実態にあわせて離陸105種、着陸41種を定義したが、たとえば騒音低減化飛行方式なども適宜入力すれば計算可能である。高度補正データは、補正をする区域をXY座標で指定し、一定のメッシュでデータを入力する。データは滑走路面との相対高度差として入力する。データのない計算地点は周囲4点のデータの平均操作により決定される。コースデータについては離陸スタート

地点(着陸終了地点)の座標とセグメントを記述するデータを入力する。コース番号については任意に定めることができる。以上の初期データを入力後、騒音を予測するのに必要なパラメーターを指定する。その際必要なパラメーターは、

- (1) 機種
- (2) 離着別
- (3) プロファイル
- (4) 時間帯別機数
- (5) 飛行コース

であり、WECPNLは一定のメッシュあるいは特定地点のレベルとして出力される。また適当なContour Relatedプログラムとリンクさせれば等レベルを示す座標も出力可能である。

7 機種別コンター

図26はDC10-10, L1011, B747-200の離陸時における80 dBAコンターである。単位は前述のEPNL→L_{Amax}の変換によるdBAピークレベルである。いずれも推力等の変化によるレベルの変動を表わしており、複雑な曲線となっている。離陸スタート地点でコンターが大きくなっているのは速度補正によるレベル増加である。図27は既報¹⁾で述べた騒音カーブ(dBA)によるコンターとの比較である。旧データはすべてのB747を代表しており、INMデータはB747-200のデータであり単純には比較できない。しかし、離陸時を比較してみると推力の変化によるレベル変動が忠実に表わされている。着陸時のコンターは便宜上着陸地点を等しくするためいずれも着陸距離4,000 feetとして描いてあるが、INMデータによるコンターは、着地後のリバース音

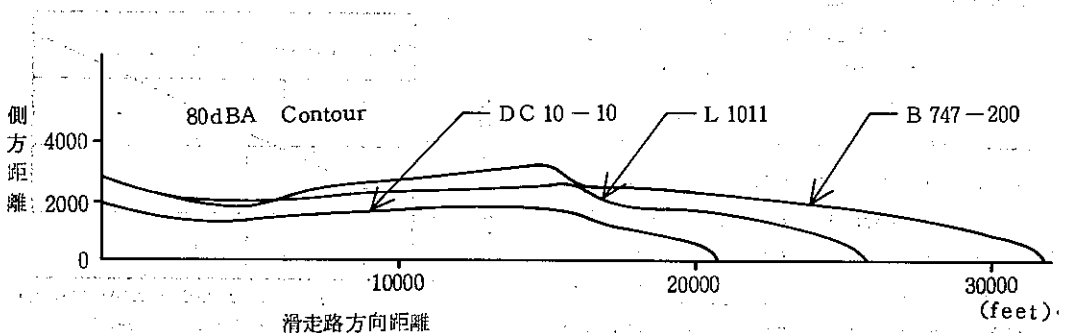


図26 機種別コンター (離陸で航続距離カテゴリーは1)

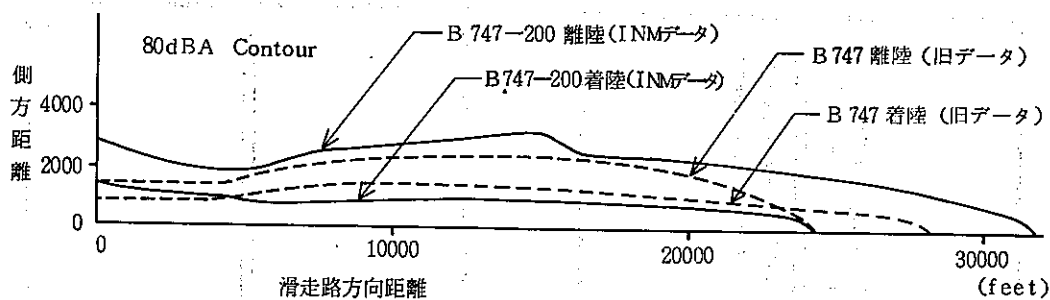


図 27 B 7 4 7 コンターの比較

と速度補正によりレベルが上昇している。なおこのレベル算出は、(11)式によりピークレベル変換を行ったが、滑走路上の航空機に対しての変換は今後データをつまかさねる必要があると思われる。

8. 軍用基地における予測例

Y基地は内陸にある米軍の空港であり、一日40機前後の離着陸がある。主として物資・人員の中継及び要員の訓練に使用されており、軍用基地における予測例として計算を行ってみた。この基地の西方及び南方は一級河川が流れ、さらに南部はゆるやかな丘陵地帯となっている。このため基地南方で滑走路面と数10mの高度差があり、高度補正の必要がある。

民間空港の場合、フライトスケジュールは、ほぼ一定しており予測を行うにも大きな問題はない。しかし、軍用空港の場合は、飛行形態（飛行コースのとり方）や機数が大きく変化することが多いが、Y基地においては比較的安定しており、離陸後大きく旋回し、反対側に着陸するコースと直進コースをとる離着陸の2種に基準化できる。表5は計算例に使用した機数の表であり、Y基地周辺におけるモニタリングデータ⁵⁾を参考に作った。高度補正データは地形図より500feetメッシュで高度を読みとり入力した。図27、図28はそれぞれ計算例及び都公害局で実測したコンターである。予測例コンターは、高度補正等により若干複雑になっているが、WECPNL70でみるかぎり小さめになっている。これは実際の旋回コースがばらつきがある点、計算例と機数が実測時と若干異なる事、実測は測定点が少く、ピークレベルからWECPNLを算出している事などによるものと考えられる。WECPNL80については、比較的似かよった傾向を示し

表 5 予測例に使用した機数

機 種	南方離着陸	北方離着陸
C130	12.0	12.2
C130 (旋回)	3.9	3.6
T33	11.1	7.4
T33 (旋回)	3.7	2.1
C141	3.8	4.0
B707	1.4	1.8
C5A	1.6	1.1
DC9	0.9	0.8
DC8	1.2	0.8

ており、軍用基地における予測も十分に可能であると言える。

9 おわりに

INMデータを使用し、ミニコンピュータ用の予測手法を開発したが、推力を変数とする騒音レベルの計算、速度の補正、高度の補正を付加することにより詳細な予測が可能となった。また一定の離着陸機数のある軍用空港の予測についても、運行形態データの蓄積を計ることにより十分に予測可能であることを示した。滑走路上の航空機による騒音についてはリバース音を予測のなかに加え、精度向上を計った。しかし、離着陸とも速度を0に近づけるとそれだけ騒音持続時間が長くなり、エネルギー積算型の単位は増大していく。この点、ピークレベルから計算するWECPNLで評価するのは無理がある。今後、評価法も含め滑走路上の航空機騒音の取り扱いについて検討が必要であろう。

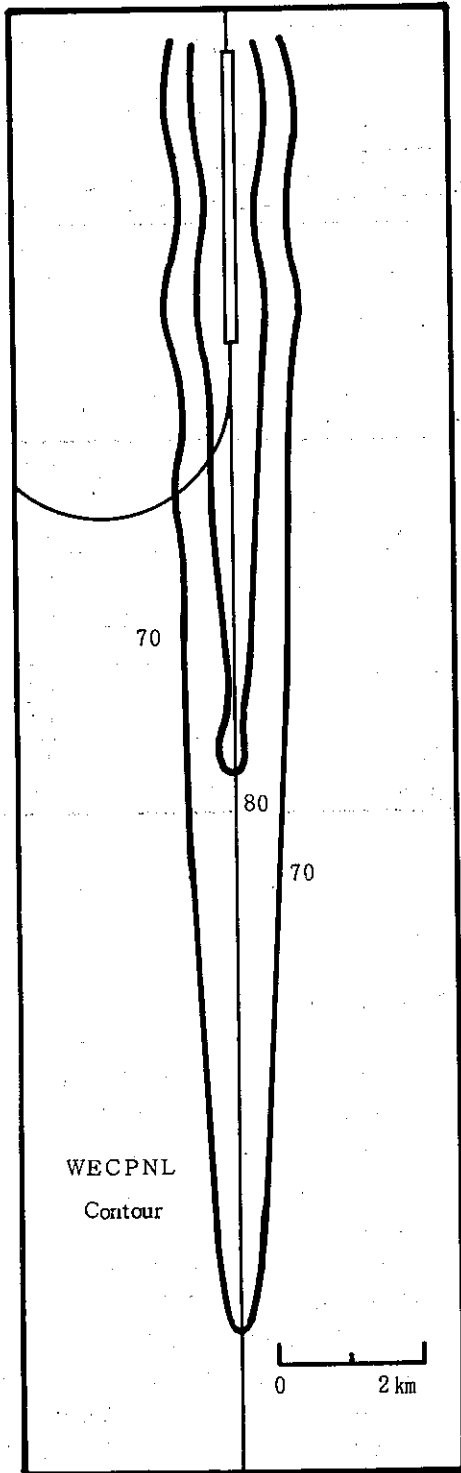


図 27 Y基地の予測コンター

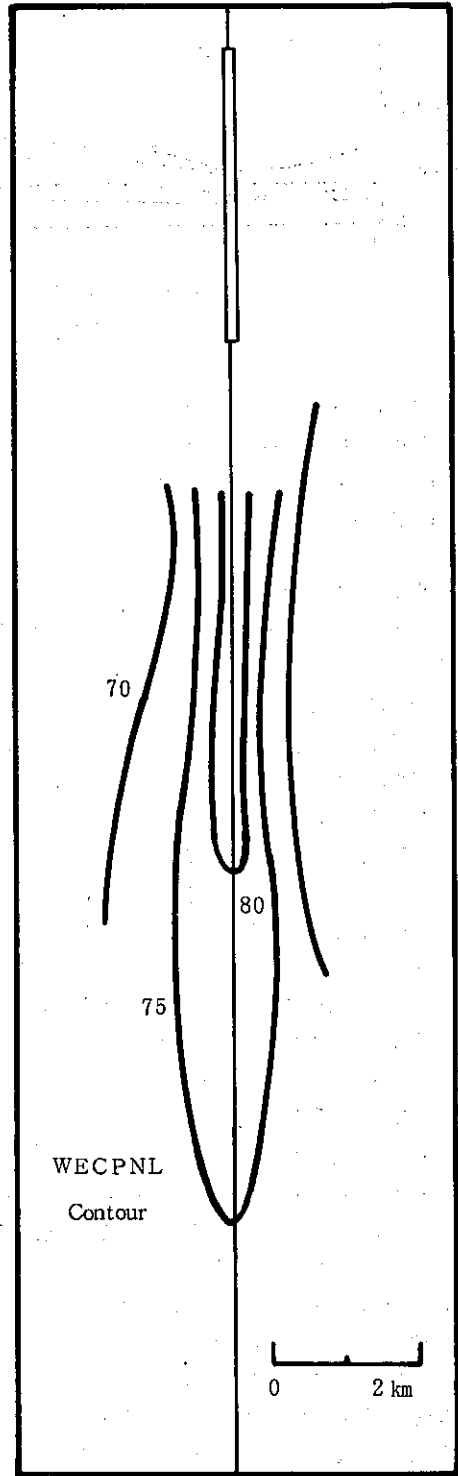


図 28 Y基地実測コンター(1976年測定)

参 考 文 献

- 1) 末岡伸一ほか：東京国際空港移転に伴う騒音分布予測，日本騒音制御工学会講演論文集，2-1-7，(1977)
- 2) 木村翔，井上勝夫：航空機騒音の基礎データ，日本音響学会講演論文集，1-5-1，(1975)
- 3) Bartel, C. : Integrated Noise Model-Computation of Noise Exposure Values, Wyle Research Report, WCR77-1, (1977)
- 4) Society of Automotive Engineers : Procedures for Developing Aircraft Noise Exposure Contours Around Airports, SAE ARP1114 (Draft), (1970)
- 5) 東京都公害局：昭和51年度航空機騒音調査結果，公害関係資料4-4，(1977)