

論、文

ヘリコプター騒音の調査について (第三報)

中村 信一 柴山 秀雄

要 旨

東京都内で最も飛行回数の多いベル206、アエロスパシャル365等のヘリコプター4機を指定した飛行コースで飛行させ、そのときの騒音レベルを地上に配置した測定地点で測定した。このレベルから各機種のパワーレベルを求め、この値をもとに騒音予測分布図を作成するプログラムを開発した。

測定結果から、騒音レベルと距離の減衰傾向をみると、倍距離6 dB減衰の傾向があった。また、パワーレベルについては、同一飛行コースで測定計算した値は、1から2 dBの範囲内に納っている。

騒音予測分布図によると、アエロスパシャル365の場合で、飛行コース中心から500mが70dB以上の地域であった。

1 はじめに

現在、近距離のアクセスとしてヘリコプター等の小型航空機が目目されている。都市間、都市近郊と都心など地上の交通混雑を避け、ヘリコプターを利用することが多くなってきている。ヘリコプター運航費用と時間を比較するとヘリコプターを利用するメリットがあるためである。これにともない、ヘリコプターの飛行回数が増加し、新たな騒音源として問題化し始めている。

本研究は、都内で飛行しているヘリコプターの騒音実態を明らかにするとともに、新設ヘリポート等の建設にともなう騒音予測方法を検討するものである。このために、騒音実態については、平成元年と2年度にヘリポート近辺とヘリコプター飛行経路にあたる地域で騒音等を測定した。この結果については過去2年間の当年报に発表している^{1),2)}。

本年度は、騒音予測を行うため、実験機を飛行させ、その騒音レベルを正確に測定した。この結果をもとに、騒音予測計算のためのミニ・コンピュータ用のプログラムを作成した。

本報告は、騒音予測結果と実験機を飛行させて測定した結果から判明した事柄について報告する。

2 実験機飛行測定

(1) 測定概要

本研究では、すでに測定した現在飛行しているヘリコプターの騒音測定結果をもとに騒音予測の方法を検討した。その結果によると、ヘリコプターの飛行コースと飛行高度を正確に測定するのは困難である。このことを考慮し、正確な騒音レベルとスラントディスタンス(ヘリコプターと測定地点までの距離)の関係と予測の基本データとなる一機ごとのパワーレベルを求めるためには、あらかじめ定めた飛行コースと飛行高度で飛行したときのデータが必要であった。このために、実験機を飛行させる測定を行った。

(2) 測定地域

測定地域は暗騒音が低く近辺に大きな建物がなく、しかも見通しがよく、測定上支障のない地域を選定した。

測定地域は下記の場所である。

千葉県習志野市茜浜三丁目
習志野市用地

上記測定地域で、あらかじめ定めたヘリコプター飛行コースと直角に交わる延長線上に、飛行直下を0 mとし、100, 200, 300, 400, 500mの地点をそれぞれ測定地

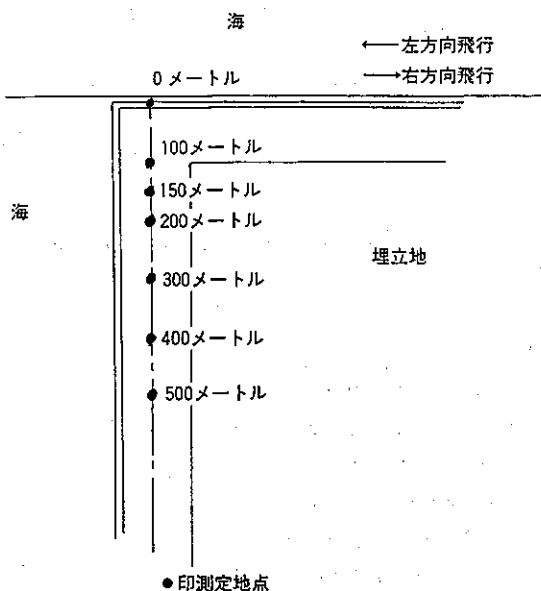


図1 測定地点配置図 千葉県習志野市茜浜

点とした。図1に測定地点配置を示す。

(3) 測定方法

各測定地点に精密騒音計2台、レベルレコーダと録音機を配置して測定員がヘリコプターを確認して騒音の記録と録音を行った。ただ、400m地点だけは、無人で自動記録計を配し測定した。

また、レベルレコーダの記録はAウェーブで、テープレコーダへの録音はリニアで行った。

騒音計は、地上1.2mに配置した。

(4) 評価値

ヘリコプターの評価値については、現在のところオーソライズされた評価値はみあたらない。飛行機数の多い場合は現行のWECPNLで評価し、機数が1日に10機程度の離発着のある小規模空港については、時間帯補正等

価騒音レベル (L_{den}) で評価することになっている。だが、ヘリコプターの騒音は、他の航空機と異なる音であり、国際的にみてもまだオーソライズされるに至っていない。そこで、本研究では評価値の問題は先送りにして、とりあえず従来用いてきたdB(A)のピーク値と単発暴露騒音の L_{AE} をもちいて評価することにした。

(5) ヘリコプターの運航

スラントディスタンスと騒音レベルの関係を正確にもとめるためヘリコプターを100, 150, 200, 300, 500, 1000mの高度であらかじめ定めたコース上を飛行させた。また、ヘリコプターは、空中に静止できるので、このときの騒音を測定するため、高度500mにホバリングさせ測定を行った。

さらに、ヘリコプターは指向性が強い音源であり、左右で騒音レベルが異なる。これを測定するため飛行コースの左右に測定点を設ける予定であったが、測定地域の制約があり、片側にしか測定地点を配置できなかった。このため本測定ではヘリコプターを同一コース上を各高度とも往復させ測定した。記述のなかで測定地点から見て往路にあたるのが右方向の飛行、復路にあたるのが左方向の飛行である。

ヘリコプターの高度は、ヘリコプターの高度計によって確認し飛行した。

(6) 測定日

平成3年10月22日に測定を実施した。

(7) 測定機種

本測定で対象としたヘリコプターの機種は4機種で、都内で最も飛行回数が多い機種を選定した。その機種と仕様を表1に示す。

(8) 飛行速度

ヘリコプターの騒音レベルはエンジン出力と関係が不可深い。本調査では、通常に巡航速度で飛行している状態で測定することにした。表2に、測定した時の4機

表1 測定機種の仕様

	エンジン数	出力	巡航速度	全長
アエロスパシアル AS 355F	2	420Shp	215km/h	12.99m
アエロスパシアル AS 365N	2	660Shp	240km/h	13.46m
アエロスパシアル AS 350B	1	684Shp	235km/h	12.99m
ベル206B	1	371Shp	219km/h	11.82m

表2 測定時の速度

	全長
アエロスパシアル AS 355F	183km/h
アエロスパシアル AS 365N	213km/h
アエロスパシアル AS 350B	173km/h
ベル206B	166km/h

表3 飛行高度距離別ピークレベルdB(A) (飛行方向：右方向) アエロスパシャル AS 365N

測定地点 メートル 飛行高度 メートル	0	100	200	300	400	500
100	81	84	79	76	73	73
150	76	80	79	76	73	68
200	74	79	77	75	74	68
300	70	73	75	76	73	70
500	65	67	67	71	67	65
1000	61	61	58	59	63	60

表4 飛行高度距離別ピークレベルdB(A) (飛行方向：左方向) アエロスパシャル AS 365N

測定地点 メートル 飛行高度 メートル	0	100	200	300	400	500
100	81	85	81	79	75	73
150	77	80	80	77	73	72
200	75	78	79	76	73	70
300	72	73	73	75	72	72
500	70	64	72	70	69	68
1000	61	63	62	62	66	63

表5 機種別騒音レベルの直下と100メートル地点の比較

機種	飛行高度	100m地点のレベルと0m地点(飛行直下)のレベル差						
		100m	150m	200m	300m	500m	1000m	ホバリング
アエロスパシャル AS 355F		0	1	1	0	-1		-3
アエロスパシャル AS 365N		3	4	5	3	2	0	3
アエロスパシャル AS 350B		3	1	2	3	1	-1	5
ベル206B		1	-1	-1	-2	-2	-2	3

の速度を示す。これらは、水平に飛行している状態である。

3 測定結果

測定結果から騒音レベルのピーク値、パワーレベル、 L_{AE} 等を算出した。

(1) 騒音ピーク値

騒音ピーク値はレベルレコーダの記録から最高値を読み取った。表3と4は測定した4機のうち、もっとも大型であるアエロスパシャル AS 365N (エンジン2個搭載)のピークレベルを示した。測定値をみると、この機種はエンジンの出力が大きいため、騒音レベルは他の3機より高く記録された。エンジンを同型機の355Fと比較すると3から4 dB高い。ピークレベルの距離減衰をもとめるにあたり距離別の値を比較してみると、各機種ともヘリコプター直下の測定値は、100m地点よりレベルが低く記録されていることが多い。

表5に飛行直下の騒音レベルと100m地点のレベル差を表わす。100m地点の騒音レベルから0mのレベルを引いた値である。これらの結果から大型機では、飛行直下の騒音レベルは100m離れた地点より低くなる傾向に

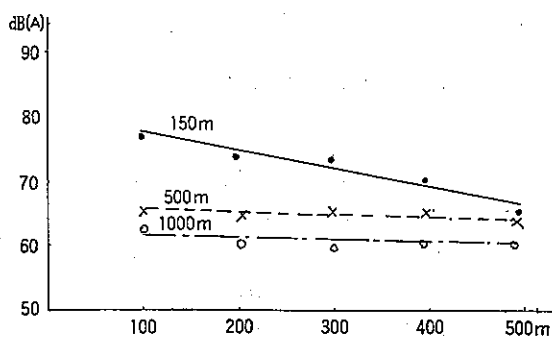


図2 アエロスパシャル AS 355Fの飛行高度別距離減衰

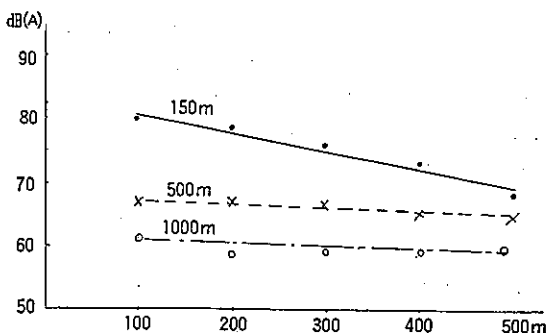


図3 アエロスパシャル AS 365Nの飛行高度別距離減衰

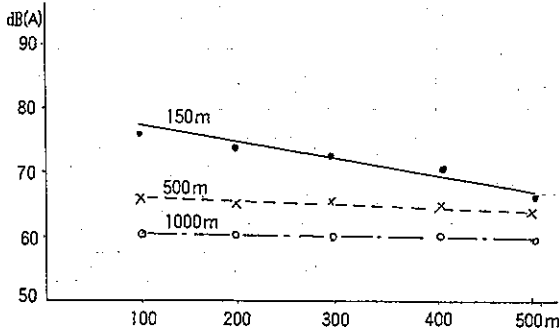


図4 エアロスパシャル AS 350F の飛行高度別距離減衰

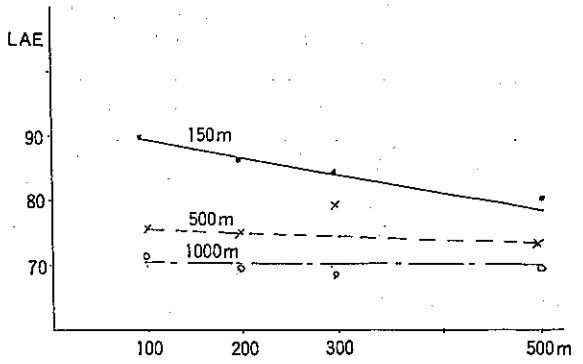


図6 エアロスパシャル AS 365N の LAE 距離減衰

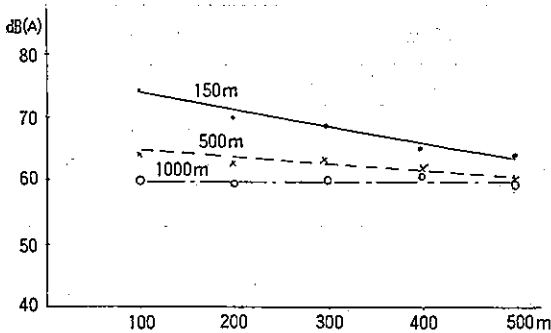


図5 ベル206B の飛行高度別距離減衰

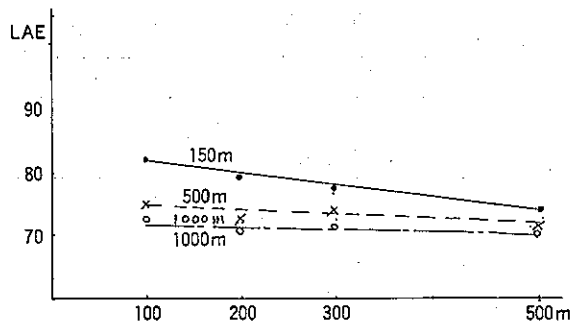


図7 ベル206B の LAE 距離減衰

ある。これは、ヘリコプターの騒音源であるエンジンは機体の上部にあるため、機体が遮音物体となり真下の騒音レベルは低くなるためである。直下の音はエンジンから回折してきた音である。これにたいして100m地点は直接音であるため比較するとレベルが高くなっている。しかし、飛行高度が高くなるにつれレベル差は少なくなってくる。さらに、機種によりレベル差が変化してくる。すなわち、機体が大きいヘリコプターは遮音が大きく、機体が比較的小さなヘリコプターは遮音量が少ないためレベルが大きくなる。測定した機種で大型機の365Nは最も遮音量が多くなっている。これにたいし、機体の小さい206Bは遮音量があまりみられなく、レベル差は他の機種より少ない。

以上のことから、騒音レベルとスラントディスタンスの関係性を求めるときに、直下のレベルは音の距離減衰の理論にあてはまらないので除外している。

図2から5に各機種の騒音レベルと距離の関係を示す。

図には飛行高度150, 500, 1000mについて距離減衰を示している。測定した他の高度もほぼ同じ傾向を示すのでこれについては省略した。

図示した結果から、各機種とも飛行高度が低い150mのときに倍距離6dBの減衰がみられる。また、高度が増すにつれ減衰曲線はフラットに近くなっていく。これは、高度が増すにつれ、ヘリコプターと各測定地点の距離に差がなくなってくるためである。それと音源と受音点が離れにつれ空気の吸音と地上の過剰減衰量が増すためと考えられる。だが、遠距離まで延長して距離減衰をみると、6dB近くの減衰がみられるようだ。

(2) 単発 暴露騒音 (LAE)

測定したデータから1機ごとのエネルギー値であるLAEを算出した。計算式は式1により、ピークレベルから10dB下がった範囲内の値を読み取った。そのサンプリング時間は1秒間である。

LAn: 1秒ごとに読み取った騒音レベル表6と7に

表6 単発騒音暴露レベル (LAE) アエロスパシャル AS 365N右方向

測定地点 メートル 飛行高度 メートル	0	100	200	300	500
100	86	95	90	84	81
150	88	90	87	85	82
200	82	89	84	86	83
300	79	84	83	84	83
500	76	77	76	80	76
1000	72	72	69	68	70

表7 単発騒音暴露レベル (LAE) ベル206B右方向

測定地点 メートル 飛行高度 メートル	0	100	200	300	500
100	88	83	80	78	78
150	87	82	79	77	74
200	80	80	78	77	75
300	80	79	74	74	74
500	76	75	72	74	72
1000	73	73	71	72	70

表8 飛行高度距離別パワー平均値dB (飛行方向: 右方向) アエロスパシャル AS 365N

測定地点 メートル 飛行高度 メートル	0	100	200	300	400	500	0mを除いた地点の算術平均値
100	132	138	137	137	136	138	137
150	131	136	138	138	137	133	136
200	131	137	137	137	138	134	136
300	131	134	137	135	138	136	137
500	130	132	133	137	133	133	132
1000	132	132	130	130	135	132	131

表9 飛行高度距離別パワー平均値dB (飛行方向: 左方向) アエロスパシャル AS 365N

測定地点 メートル 飛行高度 メートル	0	100	200	300	400	500	0mを除いた地点の算術平均値
100	131	137	139	140	138	138	138
150	132	136	139	139	137	137	137
200	132	136	139	138	137	136	137
300	133	134	135	141	138	138	137
500	135	129	138	136	135	136	136
1000	132	134	133	133	138	135	134

値が大きくかけはなれたものは測定誤差とみて除外した。

大型機の AS 365N と小型機 206B の単発暴露騒音を示す。また、図 6 と 7 に 2 機種 の距離減衰を飛行高度 150, 500, 1000m について示す。単発暴露騒音の距離減衰傾向については、先に述べたピークレベルとはほぼ同じ減衰がみられる。

すなわち、飛行高度が低いときは、倍距離 6 dB の減衰があるが飛行高度が高くなり、測定地点との距離が離れるにつれ、減衰曲線は水平になってくる。省略したが他の機種についても同様の傾向がある。

当然のこととして、ピークレベルのところでも述べたとおり、ヘリコプター直下では他の地点よりレベルが低い。特に、AS365 の場合は高度 200 以下では 100m 地点と比較して 8 から 12 dB 低い。ベル 206B についてはこのような傾向はみられなかった。

なお、400m 地点については騒音レベルだけを記録したので単発暴露騒音は計算できなかった。

(3) パワーレベル

騒音の予測は、パワーレベルが不可欠である。この測定では、パワーレベルを正確に求めるために、実験機を

定めたコースを飛行させ、ヘリコプターと測定点の距離を把握しながら騒音を測定しパワーレベルを計算した。

計算の条件として自由空間に無指向性（実際にヘリコプターには、ある程度指向性があるがここでは無指向性とする）の音源とみなして次式で計算した。

$$PWL = SPL + 20 \log r + 11 \dots\dots①$$

PWL : パワーレベル

SPL : 騒音レベル

r : 音源までに距離

表8と9に365Nの各測定点で測定したデータから算出した飛行高度別パワーレベルを示す。これらの計算値を比較すると、飛行高度により各計算値には、バラツキがみられるが同一高度の値は近接している。これは、高度が異なるにつれエンジン出力が変化し騒音レベルもそれにつれ変化すると、飛行コースが必ずしも計画した

コースを風向などの影響で飛行できなかつたためと考えられる。

同一高度で0m地点を除く各地点の算出値は、表10のとおりである。この表から、ベル206BとAS355Nは、各高度のパワーレベルはほぼ一定値を示している。それ以外の機種は、300mまでは1または2dB以内の範囲に数値が収まっている。400m以上については、この2機種のパワーレベルは減少傾向を示し、特にAS365Nはその傾向が大きい。

(4) ホバリングの騒音

ヘリコプターは、一定高度で静止できる特長を備えている。このときの騒音は通常に飛行している状態より大きく、苦情が多く寄せられているところである。そこで本測定でも問題化されているホバリングの騒音を測定するため、ヘリコプターを高度500mでホバリングさせ、そのときの騒音レベルを測定した。

測定結果を表11に示す。また、表12にAS365Nの通常

表10 4機種種の飛行高度別パワーレベルdB

機種	飛行高度メートル	100	150	200	300	400	500
アエロスペース AS 355F		133	132	132	131	131	130
アエロスペース AS 365N		137	136	136	137	132	131
アエロスペース AS 350B		134	133	133	133	132	130
ベル206B		130	130	130	130	129	132

表11 ホバリング時のピークレベルdB(A)

機種	測定地点メートル	0	100	200	300	400	500
アエロスペース AS 355F		76	73	68	68	68	69
アエロスペース AS 365N		81	84	82	81	78	75
アエロスペース AS 350B		72	77	75	75	71	61
ベル206B		68	71	68	71	67	68

表12 ホバリング時のレベル差 (アエロスペース AS 365N)

機種	測定地点メートル	0	100	200	300	400	500
レベル差		6	7	5	10	9	10

飛行のときとホバリングのレベル差を示す。これによると、6から10 dB ホバリングの騒音レベルが大きい。また、パワーレベルも同じくレベルが大きく、平均値で146 dBであった。

4 周波数分析結果

ヘリコプターの騒音は、他の航空機と異なり特長があるといわれている。当測定でもこれを見るためにエンジン・シングル・ロータ・ヘリコプタであるベル206Bが飛行高度100mで飛行したときの周波数分析を行った。

測定を行った地点は200mで、飛行方向は左から右方向に飛行したときの近接してくる騒音、ヘリコプターが観測地点の正面にきたときの騒音、通過したときの騒音についてそれぞれ分析し、それを比較した。

近接してきたときの音圧波形を図8に示す。また、標準化周波数を5 kHzにし、FFTを用いて分析したパワースペクトルの結果を図9に示す。

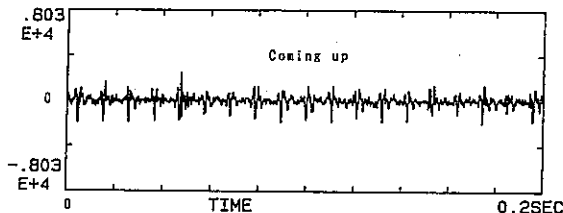


図8

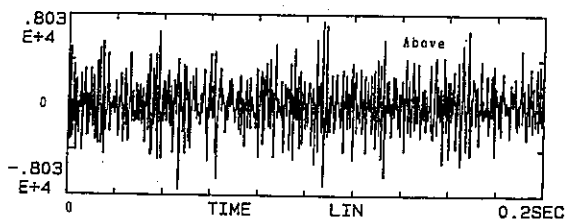


図11

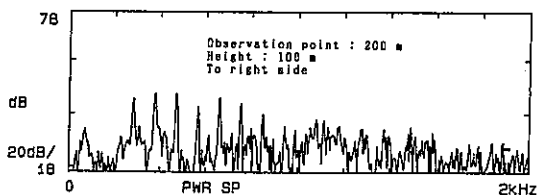


図9

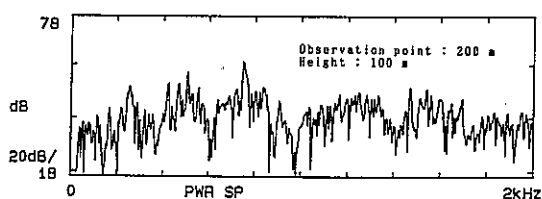


図12

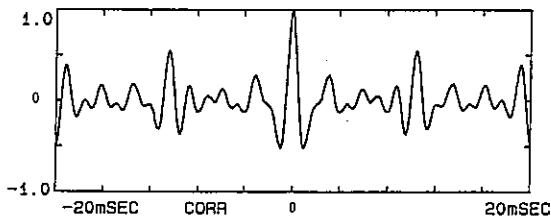


図10

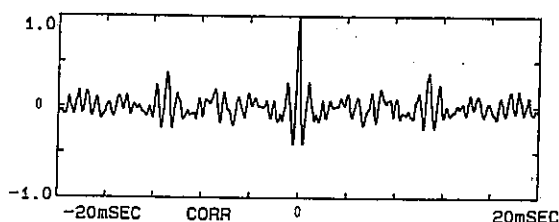


図13

ヘリコプターによる音の発生はロータやブレードの回転にともなう周期的な音、エンジン音や流体による機体からの発生音等からなる種々の音が存在している。音圧波形やスペクトル分析結果からもわかるように観測点での波形はかなり周期性が強く表れている。さらに、詳しく見るために、自己相関関数でその様子を調べた結果を図10に示す。そのピッチは約11 ms程度であり、その相関値は0.52程度である。

ヘリコプターが観測点0 mの真上を通過したときの200m地点の観測点で測定した音圧波形を図11に示す。上記と同様にFFT分析処理したパワースペクトルの結果を図12に示す。図9と比較すれば、より高い周波数成分が多く存在していることがわかる。その音圧波形から求めた自己相関関数を図13に示す。ピッチは前の結果と同じ約11 msのピッチで相関が現れるが、相関値は0.38程度であり、接近したデータと比較して、低くなっている。さらに、観測点を通過した後の結果について述べる。

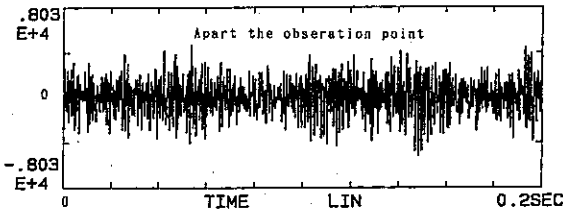


図14

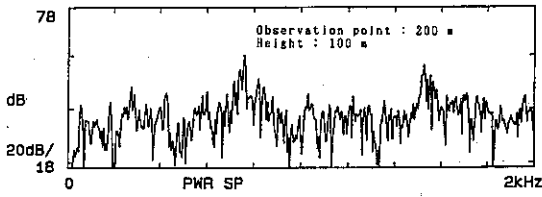


図15

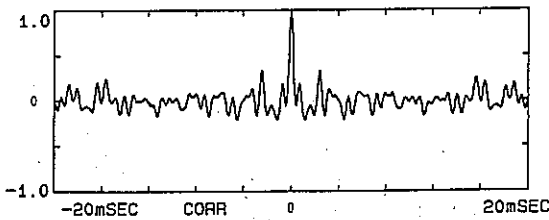


図16

図14に観測波形, 図15にパワースペクトルの特性を, 図16に自己相関関数を示すが, 周期性は現れていない。

5 騒音レベル予測法について

ヘリコプターの騒音予測を行う場合, 各種の方式があるが, 本研究では, ミニ・コンピュータで騒音予測をするための制約があり, 計算の簡単なパワーレベルをもとに計算をすることにした。

計算の条件としては, ヘリコプターの発着点をXYZ直角座標の原点に選び, ヘリコプターはY軸上を正方向に向かって飛行すると仮定する。そのとき, 一定の速度のスピードをもってY軸と角度 θ をもって上昇飛行する場合, 時刻t秒後の観測点(X, Y)とヘリコプターの距離rは次式で表わされる。

$$r^2 = (vt)^2 + (Y - vt)^2 + (vt \cdot \tan \theta)^2 \dots \dots \textcircled{2}$$

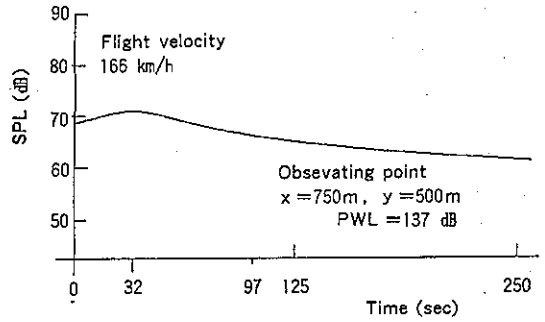


図17

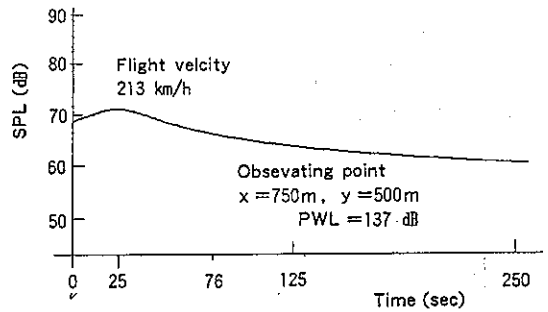


図18

観測点とヘリコプターの距離が離れ, その結果, ヘリコプターによる音生成が無指向性音源であると考え。そのうえで, 先のパワーレベルの式1から距離r地点の音圧レベルを求める。

観測点X=500, Y=750m地点でヘリコプターが時速166km/hと213km/hで飛行し, PWLを137dBとしたときの音圧レベルの時間変化の計算例を図17と18に示す。ピーク値は71dBであり, 離陸後32秒と25秒にあらわれる。ピーク値から10dB落ちるまでの継続時間はそれぞれ97秒と76秒である。騒音測定平面XYに対して, Xを0から1250m, Yを0から500mまで変化させたときのピーク値の分布図を図19と20に示す。同様な手法を用いて予測した単発暴露騒音レベルの分布図を図21と22に示す。

6 まとめ

調査結果からみてヘリコプターの騒音は, 他の航空機

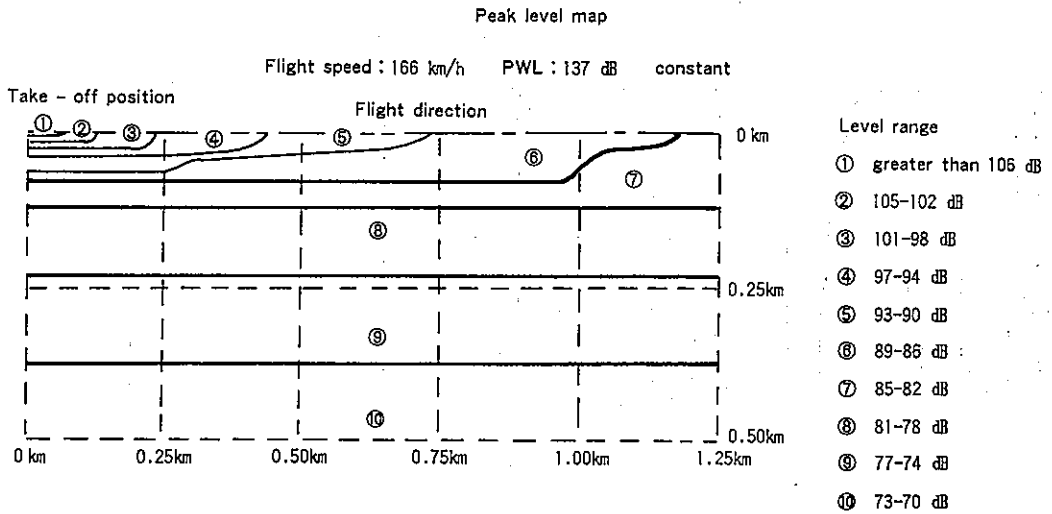


図19

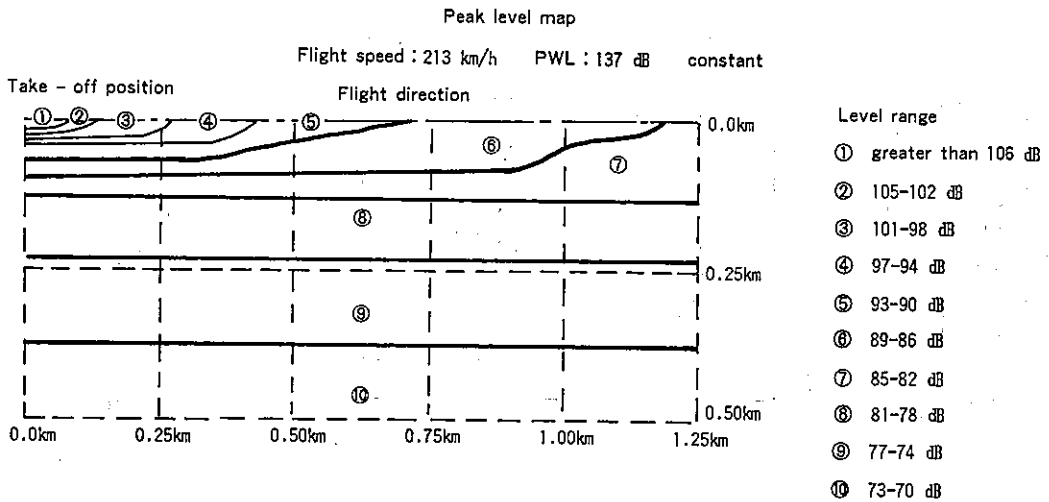


図20

と違って特色がある。ヘリコプターは、機体の上部にメインロータと呼ばれる回転翼を有し、後部には飛行時の姿勢を制御する補助ロータをそれぞれ有している。ヘリコプターの騒音源は、これらの音が複合して、ヘリコプター騒音を特長あるものになっている。くわえて、メインロータ音は、ブレードがシャフトに柔らかく取り付けられているため、その音は空気をたたくフラップ音で、この音

も特長のあるものである。また、補助ロータは通常機体の左か右にあり、機体の左右では騒音レベルが補助ロータのある側が多少大きいといわれているが、往復させて測定した結果では左右のレベルに有意な差はみられなかった。

測定結果をまとめると、距離減衰についてはピークレベルと単発暴露騒音の結果では、倍距離 6 dB 程度の距

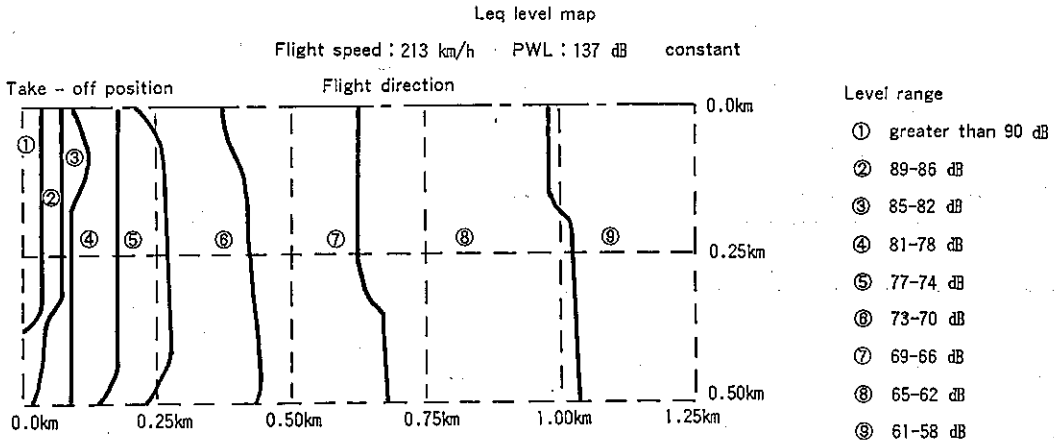


図21

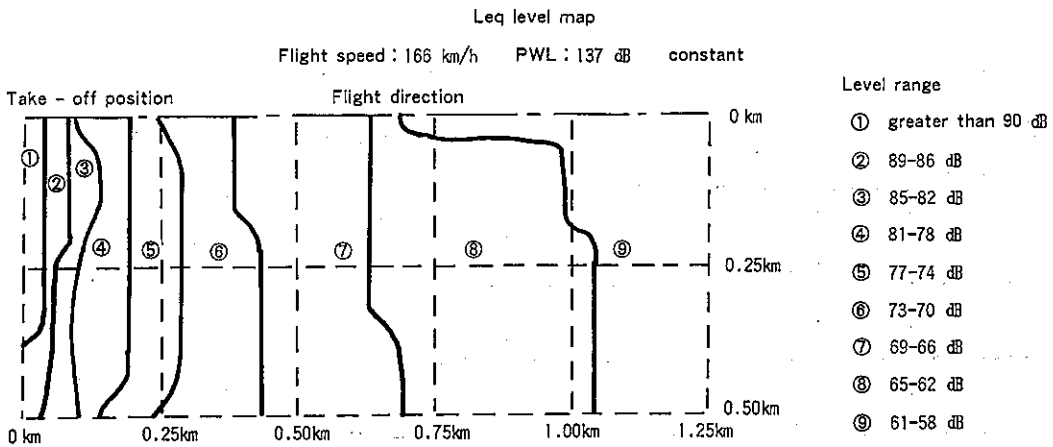


図22

離減衰がみとめられ騒音予測の基礎資料が得られた。また、予測の基礎となるパワーレベルは同一飛行状態では、測定した地点ごとの計算値がほぼ一定値を示した。このことから、正確にパワーレベルを測定すると、飛行コースを中心として左右500から1000m以内の地域は、あまり誤差がなく予測できると考えられる。

本予測でもこのことをふまえてパワーレベルから予測を

行った。だが、予測が遠距離になると、空気の吸音率ならびに過剰減衰を考慮しなければならない。この点については今後の課題として、予測の結果、エアロスペース AS365Nで飛行コース中心から500mの範囲が70dB(A)前後である。さらに、ヘリコプターは静止飛行ができる大きな特長がある。しかし、このときの騒音は通常の飛行状態より6から10dB程度レベルが高い。

ホバリング時は静止している時間が長いことと高い騒音レベルからみて、都市の住宅が密集している都市内ではホバリングを行うことは問題がある。一方、ヘリコプターは、近距離間の輸送手段ばかりではなく、他方面にも利用されるようになり、飛行回数が増加してくると考えられる。それに伴う騒音対策は、騒音実態を把握すること、予測結果による飛行コース変更の行政指導等が考えられる。それと合わせ、従来の航空機が騒音対策のため、エンジンと機体を低騒音型への計変更してきた過程がある。ヘリコプターもこのような低騒音化への努力が必要である。

おわりに、本測定には、測定協力をいただいた習志野市公害センターの職員の方々、芝浦工業大学の学生諸君に謝辞を表わします。

参考文献

- 1) 中村信一：ヘリコプター騒音の調査結果について
第一報 東京都環境科学研究所年報 1991
- 2) 中村信一：ヘリコプター騒音の調査結果について
第二報
柴山秀雄：東京都環境科学研究所年報

Research of the Helicopter Measurement

Shinichi Nakamura and Hideo Shibayama*

* Part-time researcher

(Abstract)

Typical models of helicopters named Bell 206, Areaospacial 365, and the other two types helicopters had made the flight for measuring noise level at certain points on a flat ground facing Tokyo bay.

From the measured noise levels, acoustic power levels of noise was analyzed as the data of the noise. Based on these datas the computer softwear programs which can make a predicting distribution map of noise level have been developed.

According to the results obtained, the decadent rate of noise level is about -6 dB per double distance. And the deviation of the power level of which measured at the same flight path is within 1dB to 2 dB.

From a predicting distribution map, the Areaospacial 365 type is more then 70 dB in the area where is within 500m distance from the center of the flight path.