

# 大型ヘリコプターの騒音について

久保田喜八郎

谷口正弘

## § 1. はじめに

近年、交通機関はめざましく発達してきたが、一方ではそれに伴った騒音が深刻な社会問題となっており、電車、自動車、航空機などの騒音に対する防止対策を真剣に考えねばならない段階にきている。

このような騒音に対して防止対策を講ずるためには、騒音源の騒音性状と、騒音の伝播性状を知ることが必要である。

すなわち、騒音源の性状として、

1. 騒音源の音響出力、および形状
2. 騒音のスペクトル
3. 指向性

伝播性状として

4. 騒音の伝播過程における減衰、およびそれに対する温度・湿度・風など気象条件による影響
- が解っていれば、極めて便利である。

優れた機動性を備える都市交通機関として、最近注目されてきているヘリコプターの発着場（ヘリポート）設置計画に関連して、37年8月に航空局が主体となっていた、パートル107型ヘリコプター（主として旅客輸送を目的とするタービンエンジン双発の大型ヘリコプター）の騒音調査に参加する機会があったので、その調査結果のうち、まず騒音の伝播過程における減衰について述べ、次に騒音源自体の騒音性状について報告し、参考に供したい。

## § 2. 点音源の発散による減衰についての一般論

音源は、普通、ある大きさをもっているが、航空機などの音源でも、十分離れた地点からみた場合、1つの点と考えられる。すなわち、点音源とみなせる。

点音源からのエネルギーの拡がり方を、どの方向にも一様な球面状とする。また空気の抵抗による減衰を無視する。この2つの条件から、音源より  $r_1$ ,  $r_2$  の距離の点での音の強さのレベル<sup>2)</sup>を  $Lr_1$ ,  $Lr_2$  とすると、 $W$  を点音源の音響出力として

$$Lr_1 = 10 \log_{10} \left( \frac{W}{4\pi r_1^2} / 10^{-16} \right) \quad (\text{db})$$

$$Lr_2 = 10 \log_{10} \left( \frac{W}{4\pi r_2^2} / 10^{-16} \right) \quad (\text{db})$$

である。従って  $r_1$ ,  $r_2$  の2点間の音の強さのレベル差は

$$Lr_1 - Lr_2 = 10 \log (r_2/r_1)^2 \quad (\text{db})$$

で表わされる。いま、 $r_1=1$  とすれば、一般に音源から  $r$  の距離での音圧レベルは、次式で表わせる。

$$Lr = -20 \log_{10} r + L_1 \quad (\text{db})$$

また、もし音源に指向性があるにしても、エネルギーの拡がり方は、音源を頂点とする錐体となるから、やはり同じ形の式で表わされ、 $L_0$  が異なるだけである。

いままでの論議で無視してきた空気による減衰に関しては、次のような関係がある。すなわち、音源から  $x_0(m)$ ,  $x(m)$  の点での音の強さを各々  $I(x_0)$ ,  $I(x)$  とすれば、

$$I(x) = I(x_0)e^{-m(x-x_0)}$$

の関係がある。この式で  $m$  は低減係数で、 $m = m_I + m_M$  として、

$m_I$ : 気体の粘性と熱伝導に関する低減係数

$m_M$ : 混合気体中において、分子間の衝突の際に生ずる運動、および振動エネルギー交換に関する低減係数

である。

上式で、 $x_0 = 0$  において書き直し

$$I(x) = I(0)e^{-mx}$$

の式から、2点間の音の強さのレベル差  $\Delta L$  は

$$\begin{aligned} \Delta L &= 10 \log_{10} \frac{I(x)}{I(0)} = 10(m_I + m_M) \log_{10} e \\ &= 4.340(m_I + m_M)x \quad (\text{db/m}) \end{aligned}$$

となる。また一般には  $m_I \ll m_M$  なので

$$\Delta L \approx 4.340m_M x \quad (\text{db/m})$$

である。

この式を用いて、温度15°C、湿度50%の状態では減衰量を計算<sup>\*)</sup>すると、1000c/sで1.3db/kmとなり、周波数がこれより低くなると、減衰量はさらに小さくなるが、逆に高くなると、例えば2000c/sで5.6db/km、3000c/sで13db/kmと、急激に大きくなる。したがって、空気に

よる減衰効果は、低周波数の多い騒音では無視できるが、1000c/s以上の周波数成分が多い場合には無視できない。

\* 後節では音の強さのレベルを音圧レベルと置き換えて扱っているが、基準値として各々  $10^{-16} \text{watt/cm}^2$ ,  $2 \times 10^{-4} \text{dyne/cm}^2$  をとることにより、実用上同等とみなしてよい。

\*\* 低減係数の算定値は Acoustics, p. 309 (Mc Gr. aw Hill, 1954) の図による。

### § 3. パートル 107 型ヘリコプター 騒音の発散による減衰

#### 3.1 調査方法

1. この調査には、図-1に示したヘリコプターを使用した。
2. 機体と測定点の配置関係を図-2のように定めた。
3. 指示騒音計の聴感補正回路は「C」を用いた。

#### 3.2 調査結果-1 エンジン調整時の騒音

図-2のO点およびI点で、機体の向きを45°ずつ回転

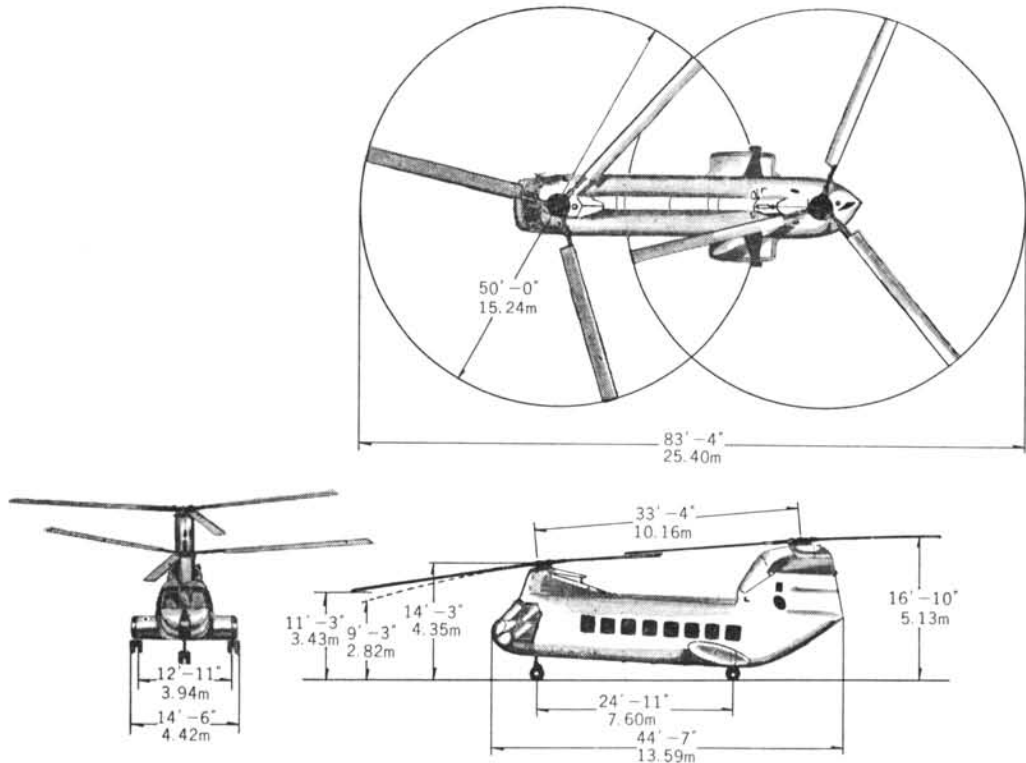


図-1 カワサキ・パートル 107 II型ヘリコプター

させ、各測定点で音圧レベルを測定した。

結果は、付表 1・1~1・2 の通りである。

騒音源の性状の項で述べるように、このヘリコプターの騒音には指向性が認められないので、機体からの距離と測定点別の平均音圧レベルの関係を表示すると表-1となる。

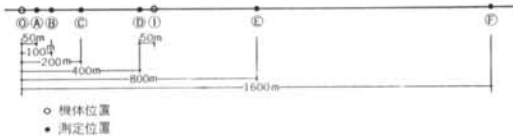


図-2 測定点の配置図

距離(m)	音圧レベル平均値 (db)		
	50	86.5	85.4
200	74.8		
250	75.3		
350	68.4	66.9	
400	67.8	67.0	
800	64.5		
1600	56.1		

表-1 エンジン調整中の距離と音圧レベルの関係

### 3.3 調査結果-2 ホバリング時の騒音

地上約20mの高さでホバリングしているときについて前項と同様に測定した。結果は付表 2・1~2・2で、機体からの距離と測定点別の平均音圧レベルの関係を表示すると表-2となる。

距離(m)	音圧レベル平均値 (db)	
	50	100.0
100	94.5	
200	84.7	
250	78.9	
350	74.0	72.6
400	74.0	69.6
800	69.7	

表-2 ホバリング中の距離と音圧レベルの関係

### 3.4 調査結果-3 離陸時の騒音

図-3 に示した経路をたどり、エンジンの回転数を一定にして離陸しているときに、測定点の直上にヘリコプ

ターがきたときピークレベルをとるとして、高度とピークレベルの関係を表示すると表-3となる。

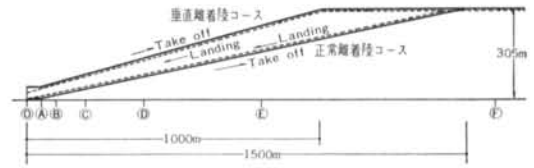


図-3 離着陸コース

高度(m)	正常離陸(db)		高度(m)	垂直離陸(db)	
27	106	109	46	103	96
70	99	98	86	98	97
155	94	93	140	95	91
			249	90	87

表-3 高度とピークレベルの関係

### 3.5 考察

§2 で述べたように、音源からの距離と音圧レベルとの間には、

$$Lr = -20 \log_{10} r + L_1 \quad (\text{db})$$

なる関係があった。したがって、図-2 に示した機体と測定点との配置関係で、もしこのヘリコプターが点音源とみなせ、しかもその騒音の周波数成分が 1000c/s 以下に多いならば、この調査結果にも上式を満たす関係があるはずである。

「騒音源の性状」の項にかかげた騒音の周波数分析結果をみると、低音成分が多いので、上記の第2条件を満たしていると考えられる。また、ヘリコプターの大きさからすると、点音源とみなすことにも無理がないと考えられる。

そこで表-1~表-3の各々の数値を片対数グラフにおいて、横軸に機体からの距離、縦軸に音圧レベルをとってプロットすると図-4~図-6のようになり、ほぼ直線的に分布している。この直線の式を最小2乗法により求めると、各々次の通りである。

$$Lr = -20.8 \log r + 122.6$$

$$Lr = -29.6 \log r + 150.6$$

$$Lr = -19.3 \log r + 134.8$$

上記3式のうち、エンジン調整時および離陸時については、理論式とほとんど一致した。すなわち、このヘリコプターを点音源とみなせ、しかも空気による減衰効果を無視しても、実用上矛盾を来さないことが示された。しかしホバリング時については、その低減係数が理論式

1.5 倍となって、減衰度が大きいという結果となった。この原因は目下のところ不明なので、今後の研究課題として残している。

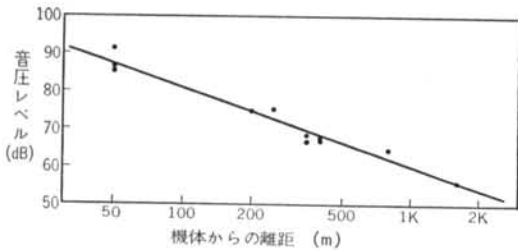


図-4 エンジン調整中

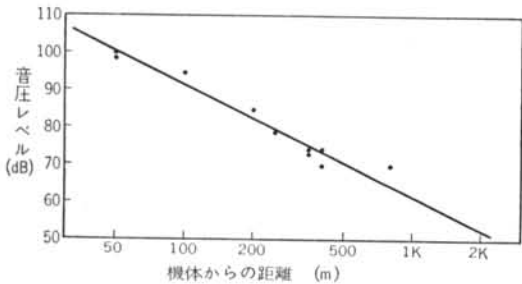


図-5 ホバリング中

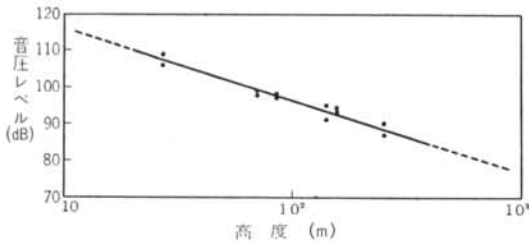


図-6 高度と音圧レベル

### 3.6 結論

点音源の発散による減衰が、距離の2乗に反比例することは、いままでも、音源に近い範囲では実験的にも確認されていたが、パートル107型ヘリコプターの騒音調査結果から、音源よりかなり遠く離れても、その関係に従うことを確認した。

## §4. パートル107型ヘリコプターの騒音性状

### 4.1 音響出力

この調査は、通常飛行時、着陸時についても行われたので、各々の場合について音響出力を求めておくと、表-4となる。備考欄の重量は積載荷重である。

	音響出力 (watt)	備考
エンジン調整	$1.583 \times 10$	
ホバリング	$1.633 \times 10^2$	19000ポンド
通常飛行	$1.977 \times 10^2$	19000 "
離陸	$5.240 \times 10^2$	正常 19000 " 垂直 15000 "
着陸	$1.977 \times 10^3$	正常 19000 " 垂直 15000 "

表-4 音響出力

### 4.2 騒音源の形状

このヘリコプターの騒音には、タービンエンジンの騒音と、回転するローターと空気の摩擦により生ずる騒音があって、音源の大きさはヘリコプター全体と考えられる。しかし、騒音防止の対策を講ずる範囲では、前節で述べたように、点音源とみなすことができる。

### 4.3 騒音の周波数分析結果

エンジン調整時、ホバリング時、および通常飛行時の周波数分析結果を示すと 図-7~図-9となり、低音成分の多い騒音である。

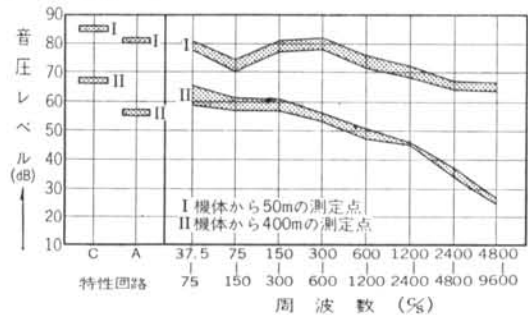


図-7 エンジン調整中の騒音の周波数分析

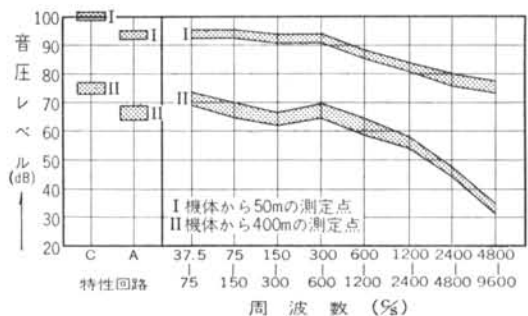


図-8 ホバリング中の騒音の周波数分析

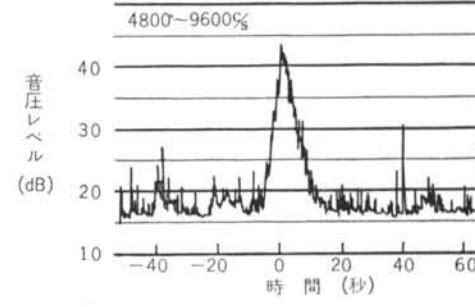
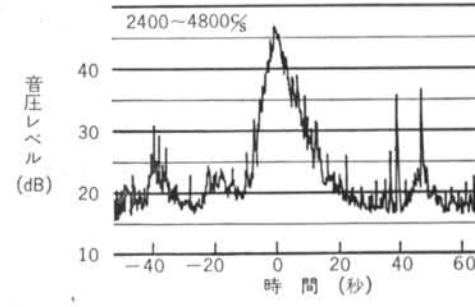
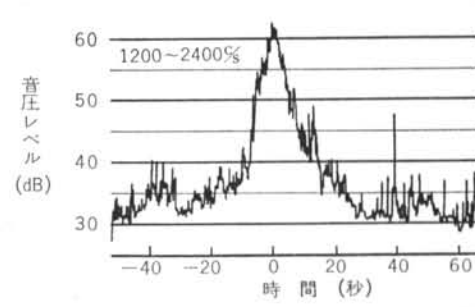
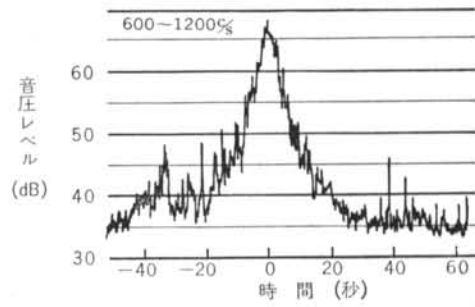
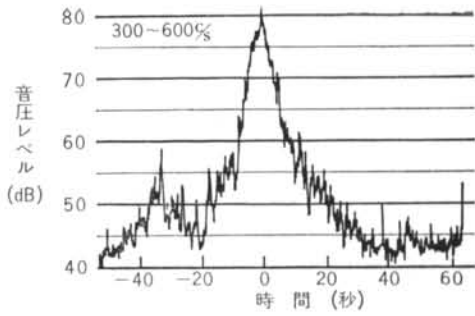
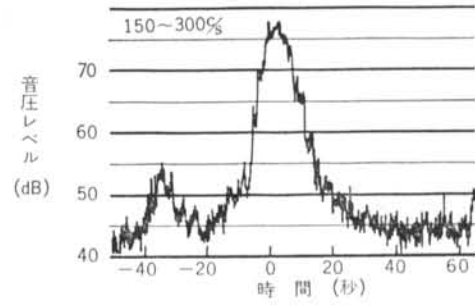
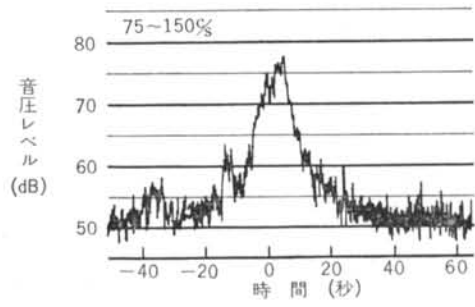
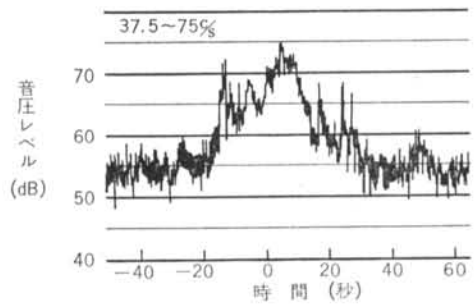
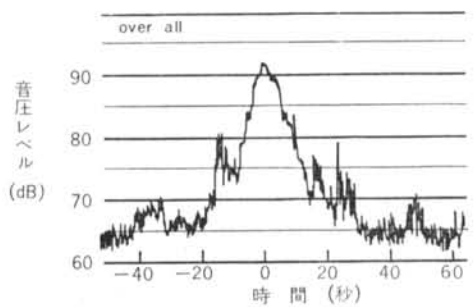
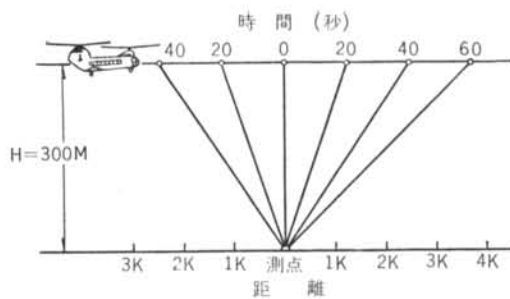


図-9 通常飛行時の周波数分析結果

#### 4.4 指向性

エンジン調整時、およびホバリング時について測定した結果を、方向別に丸型グラフに示すと図-10、図-11となり、ほぼ円状をしているので、このヘリコプターの騒音には指向性がないといえる。図-10の800m、1600m地点の270°および315°の方向、図-11の800m地点の225°および270°方向のレベルが大きくなっているが、これは暗騒音の影響と思われる。

### § 5. おわりに

パートル 107 型ヘリコプターの騒音性状は、次の通りである。

1. 飛行時の音響出力は  $2 \times 10^2 \sim 5 \times 10^2$  watt である。
2. 周波数成分は低周波数域に多い。
3. 指向性はない。
4. 騒音防止の対策を講ずる範囲では、点音源とみなせる。

以上の騒音性状から、騒音の伝播過程における減衰が点音源の発散による減衰とよく一致することを示した。

なお、今後に残された問題として、

1. ホバリング時の減衰度の問題
  2. ある大きさの音源に対して、それからどの程度離れたら点音源とみなせるかについての定性・定量的な問題
  3. 伝播性状に対する風の定量的な効果の問題
- がある。これらの問題については、今後いろいろな調査を続けて解決したい。

最後に、この調査にあたり便宜を与えられた航空局、川崎航空、東芝中央研究所の島原正男氏に、感謝の意を表したい。

#### <参考文献>

- 1) 音響入門：久我新一：彰国社，昭和34年8月
- 2) Acoustics: Leo. L. Bevanek, Mc Graw Hill, 1954

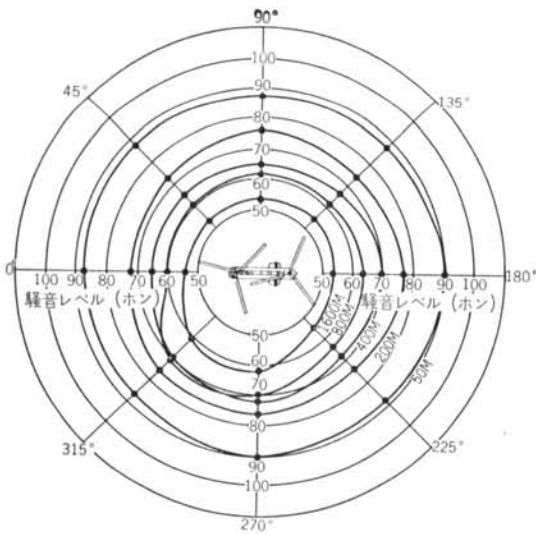


図-10 エンジン調整中の騒音レベル

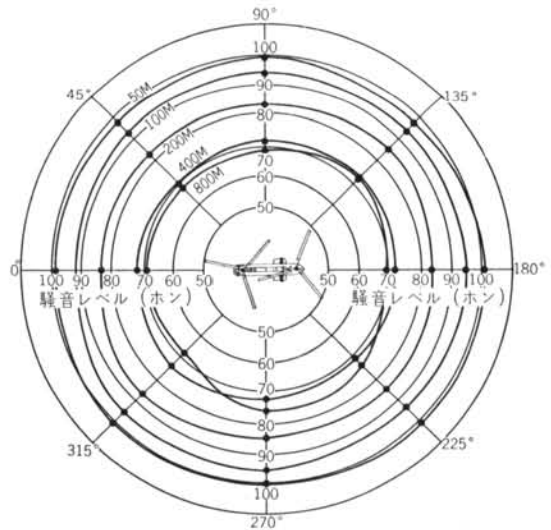


図-11 ホバリング中の騒音レベル

方向	0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
測定点 A	1	86	86	86	88	85	88	87
	2	85	84	87	86	87	85	87
	3	85	85	87	87	88	85	88
	4	84	85	87	87	89	86	87
	5	84	85	86	87	88	85	88
測定点 A'	1	84	86	84	83	86	83	86
	2	84	86	85	85	88	85	87
	3	84	86	86	85	88	85	88
	4	84	86	86	86	88	85	88
	5	84	86	86	86	88	85	88
測定点 C	1	72	70	76	72	76	70	75
	2	73	72	76	73	77	73	78
	3	72	73	76	74	77	74	77
	4	74	75	74	73	78	76	79
	5	72	74	75	76	76	74	77
測定点 D	1	62	63	67	68	70	67	73
	2	61	63	68	68	69	68	72
	3	62	63	68	68	69	67	72
	4	62	63	67	70	70	68	73
	5	63	63	66	70	70	68	75
測定点 E	1	61	61	62	61	63	62	68
	2	62	60	63	61	65	65	70
	3	60	61	61	61	63	66	71
	4	60	60	64	63	66	65	70
	5	61	62	62	64	63	64	71
測定点 F	1	54	55	57	54	55	54	60
	2	55	54	54	56	55	55	59
	3	54	53	53	56	52	54	62
	4	54	55	55	55	53	54	64
	5	54	54	53	53	55	55	64

付表-1・1 エンジン調整中の騒音レベル(機体の位置 0点)

方向	0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
測定点 A	1	68	66	65	63	*	*	68
	2	67	65	65	63	72	72	70
	3	66	65	63	64	71	68	*
	4	*	67	63	66	68	68	69
	5	68	67	62	68	68	68	70
測定点 B	1	73	67	70	67	73	68	70
	2	68	65	65	65	73	68	68
	3	71	65	67	69	72	71	67
	4	69	67	66	68	71	72	69
	5	70	67	66	71	69	71	65
測定点 C	1	74	76	74	77	74	*	75
	2	74	75	76	76	74	*	76
	3	74	75	76	76	74	*	77
	4	74	76	74	76	*	*	77
	5	74	76	*	77	*	*	*
測定点 D	1	90	91	91	91	90	91	92
	2	90	92	92	91	92	92	93
	3	90	92	91	92	92	92	93
	4	91	92	91	92	92	92	92
	5	91	93	92	91	91	93	93
測定点 E	1	67	68	67	65	70	70	68
	2	62	70	66	66	67	68	67
	3	65	65	65	68	67	69	69
	4	70	69	65	66	66	67	68
	5	67	68	66	66	68	68	67

付表-1・2 エンジン調整中の騒音レベル(機体の位置 1点)

		方向							
		0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
測定点 A	1	97	96	97	98	100	97	100	103
	2	96	96	97	95	100	99	101	102
	3	96	96	97	96	101	99	102	101
	4	97	97	98	98	102	100	103	101
	5	96	97	97	94	99	98	100	100
測定点 B	1	*	93	94	94	94	93	94	96
	2	*	93	94	94	95	94	96	*
	3	*	93	95	94	95	93	96	*
	4	*	93	95	95	96	94	97	*
	5	*	93	95	94	96	94	97	*
測定点 C	1	83	84	84	87	85	82	85	87
	2	84	81	82	86	82	84	86	87
	3	84	80	84	*	83	84	81	89
	4	86	84	86	85	84	87	86	88
	5	84	86	85	85	83	87	87	85
測定点 D	1	70	69	71	71	68	67	71	71
	2	70	69	71	70	68	64	71	72
	3	70	68	70	69	68	65	71	72
	4	70	69	72	70	69	66	70	72
	5	70	69	72	69	68	67	73	72
測定点 E	1	65	70	66	70	70	73	70	70
	2	70	72	69	75	72	72	65	67
	3	67	65	70	72	68	76	66	72
	4	69	66	71	74	65	76	68	68
	5	74	67	70	71	70	72	68	65

付表-2・1 ホバリング中の騒音レベル（機体の位置 O点）

		方向							
		0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
測定点 A	1	74	74	71	76	73	77	75	76
	2	71	68	71	73	75	76	73	78
	3	73	69	72	75	75	77	76	76
	4	74	70	72	79	76	74	72	75
	5	74	69	73	77	77	76	73	75
測定点 B	1	74	74	72	72	69	*	73	73
	2	75	71	75	71	69	*	74	76
	3	75	70	76	73	71	*	76	78
	4	72	71	75	74	71	*	75	76
	5	71	70	72	73	69	*	*	76
測定点 C	1	76	74	74	85	81	80	82	82
	2	77	77	75	84	82	81	75	79
	3	82	78	76	86	81	75	73	77
	4	82	76	83	84	82	76	75	75
	5	82	76	77	83	80	80	75	77
測定点 D	1	100	100	102	100	100	105	100	100
	2	101	102	101	99	102	102	102	102
	3	102	101	100	100	100	101	101	102
	4	100	100	102	97	100	102	102	102
	5	101	98	102	101	102	103	103	101
測定点 E	1	75	73	74	77	71	74	77	76
	2	72	72	72	78	73	71	75	75
	3	70	69	76	76	75	75	75	76
	4	72	70	74	75	71	74	76	73
	5	74	72	75	74	71	74	76	76

付表-2・2 ホバリング中の騒音レベル（機体の位置 I点）