

UDC 532.591:
534.22

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-529

軸流圧縮機の旋回失速発生の影響による監視又は
予知に関する実験的研究

小林 紘 ・ 坂田 公夫 ・ 杉山 七 契

1978年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

軸流圧縮機の旋回失速発生の影響による監視又は予知に関する実験的研究*

小林 紘**・坂田 公夫*** 杉山 七契***

Experimental Study on Monitoring and Prediction of Rotating Stall in an Axial-Flow Compressor

by Hiroshi KOBAYASHI, Kimio SAKATA
and Nanahisa SUGIYAMA

ABSTRACT

It is important for the security of aeroengines to protect the fan and compressor from deterioration of performance and destruction due to rotating stall. An experimental study on the monitoring and prediction of rotating stall affected by inlet-distortion was carried out with an axial-flow compressor.

The data on transient phenomena of rotating stall were obtained by the following methods which did not disturb the compressor's inner flow: the measurements of pressure fluctuation on the compressor casing's inner wall were made with flush mounted microphones, and the measurement of sound pressure variation was made with a microphone in front of the compressor.

The prediction of rotating stall was obtained by the observation of blade stall immediately before rotating stall, especially using the time domain arrangement, not frequency domain, of data from the flush mounted microphones. Both the flush mounted microphones and the microphone in front of the compressor caught rotating stall, independent of the existence of inlet-distortion, but the flush mounted microphones were more effective than the microphone in front of the compressor for the observation of blade stall.

第1章 まえがき

航空用や地上用のガスタービンの作動中に、ファン又は圧縮機において翼列フラッタ、旋回失速、サージ等の非定常現象が発生することは、エンジン各部材の振動疲労破損を招くことになる。これら非定常現象を回避するため、これまで、圧縮機設計においてその作動曲線に余裕を持たせる工夫を施して来た。しかし、より厳しい作動条件の要求や、より効率的な作動の達成の為にこれら非定常現象の発生を直前に検出して回転数制御・

可変静翼制御・抽気制御・燃料制御などに対する的確な制御が要求される。この非定常現象の発生を予知し、また初期のうちにとらえ、現象の拡大を防止することによって、航空機等の信頼性・安全性の向上を計ることが出来る。

ところで、上記非定常現象に関して、数多くの研究が行われており、^{1)~8)}現象自身は解明されて来ているが、現象発生時の監視および予知に必要な発生初期又は直前における資料が充分得られていないし、インレット・ディストーションのある場合も含めた研究はこれまでにない。また、従来のサージ現象の観測に用いられて来た熱線風速計は、流れの内部に検出器を挿入するため、流れに何らかの影響を与えており、さらに使用風

* 昭和52年10月18日 受付

** 航空機公害研究グループ

*** 原動機部

速限界なども存在した。また、レーザー・ドップラー法の応用は現象の把握には優れているが、設備が大がかりであり、エンジンに附置することが出来ないなど、実用上、監視に用いるには適当ではない。

そこで著者は、サージングや旋回失速などの非定常現象の発生が内部流れによって生じる音響の変化となって現われることを利用し、マイクロフォンを用いて音圧変動を測定して、非定常現象を監視することとした。マイクロフォンによる測定は、内部流動に影響を与えず、圧力レベル、風速などの制限を受けることなく、また計測設備も小さくまとめることが出来る利点を持っているため、この種の監視には最適であると考えられる。この研究は、先に行なった高圧多段軸流圧縮機における旋回失速の監視に関する実験⁹⁾に引続いて、インレット・ディストーションのある場合も含めた単段軸流圧縮機における旋回失速の発生およびそれに至る過渡現象の検出を上記の方法で行なったものである。また、これらの現象の発生の予知又は監視を、圧縮機の作動中に行ないうる可能性を検討した。測定は、圧縮機ケーシング内壁面に取付けたコンデンサ・マイクロフォンによって内部圧力変動を、圧縮機外部のマイクロフォンによって圧縮機放射音を測定した。

これらの測定は、圧縮機の内部流動そのものを把握又は解析することを目的としているのではなく、翼の失速やフラッタなどの非定常現象の発生によって生ずる個々の乱れ又は圧力変動を感知し、これらの現象発生の監視を目的としている。即ち、定常状態における音圧をマイクロフォンによって測定し、異常現象発生時の測定音圧と比較することによって非定常現象の発生をとらえる方法である。著者らは、これまでに多段圧縮機の場合についてコンデンサ・マイクロフォンを用いた内部音圧測定を行ない、翼失速の発生を監視出来ることを証明した。本研究は、この方法を用いて単段軸流圧縮機における圧縮機内部の音圧および圧縮機放射音を測定し、非定常現象発生の監視の可能性を追及することを目的としたものである。また、マイクロフォンによる測定に加えて、熱線風速計による内部流れの速度変動測定を同時に行ない、旋回失速発生前の翼失速をとらえた。

記号、略号

- f : 圧力変動の周波数 (1/sec)
- f_{B1} : 動翼列通過基本周波数 (1/sec)
- f_p : 失速領域の旋回速度 (rad/sec)
- G : 空気流量 (kg/sec)
- h : 翼根部からの翼高さ (mm)
- N : 回転数 (rpm)

- N_s : 失速領域数 (セル数)
- O.A.SPL: 全音圧レベル (dB)
- ΔP_1 : 入口部全圧損失 = $P_{t1} - P_a$ (mmH₂O)
- ΔP_t : 圧縮機全圧上昇 = $P_{t2} - P_{t1}$ (mmH₂O)
- P_{t1} : 圧縮機入口全圧 (mmH₂O)
- P_{t2} : 圧縮機出口全圧 (mmH₂O)
- P_a : 大気圧 (kg/m²)
- q_1 : 入口気流動圧 = (kg/m²)
- t : 時間 (sec)
- t_1 : 圧縮機 1 回転に要する時間 (sec)
- V_1 : 圧縮機入口流速 (m/sec)
- ϕ : 波形の位相差 (deg)
- θ : 圧縮機軸を中心とする前視時計回り回転角 (deg)
- ρ : 空気密度 (kg·sec²/m⁴)
- FMM: フラッシュ・マウンテッド・マイクロホン
- HW: 熱線風速計
- ID: インレット・ディストーション
- OM: 外部マイク

第 2 章 実験装置および方法

2.1 供試単段軸流圧縮機

本実験において使用された実験装置の配置図を図 1 に示す。試験用単段軸流圧縮機は電気動力計 / 電動機によって前方からユニバーサルジョイントを介して駆動され、回転数はその電気動力計で制御される。また、流量は図 1 中の⑧流量調整弁によって変えられる。図 2 は使用された軸流圧縮機の断面図であり、本実験では現象を出来るだけ単純化するため、元々 3 段軸流圧縮機であったものを、¹⁾入口案内翼 (IGV)、動翼 (R)、静翼 (S)、出口案内翼 (OGV) の 4 つの翼列からなる単段圧縮機に組み替えて使用した。図 2 には圧縮機本体と共に、後で述べるインレットディストーション発生装置、各種計測の測定位置を示した。本圧縮機の仕様概略を表 1 に示す。

2.2 インレット・ディストレーション

資料¹⁰⁾によると、圧縮機特性に及ぼす定常なインレット・ディストーションの影響は、円周方向にディストーションが分布している方が、半径方向に分布しているものより強く、円周方向分布の中でも 60° ~ 90° 幅のものに対して、圧縮機特性の変化が著しいと述べられている。そこで、今回の実験では、圧縮機前面に円周方向 60° 幅の扇状の抵抗物を軸対称に 1 組、即ち圧縮機前面面積の 1/3 に金網を張ったもの (NET と呼ぶ) と、その部分を完全にブロックしたもの (MASK と呼ぶ) との二種のディストーション発生装置をとりつけた。(図 2 参照) これによって、強 (MASK)、弱 (NET) 二種のイ

番号	名称	番号	名称	番号	名称
1	電気動力計	4	圧縮機	7	ベンチュリ管
2	自在接手	5	吐出口コーン	8	流量調整弁
3	空気取入口	6	ディフューザ	9	排気ダクト

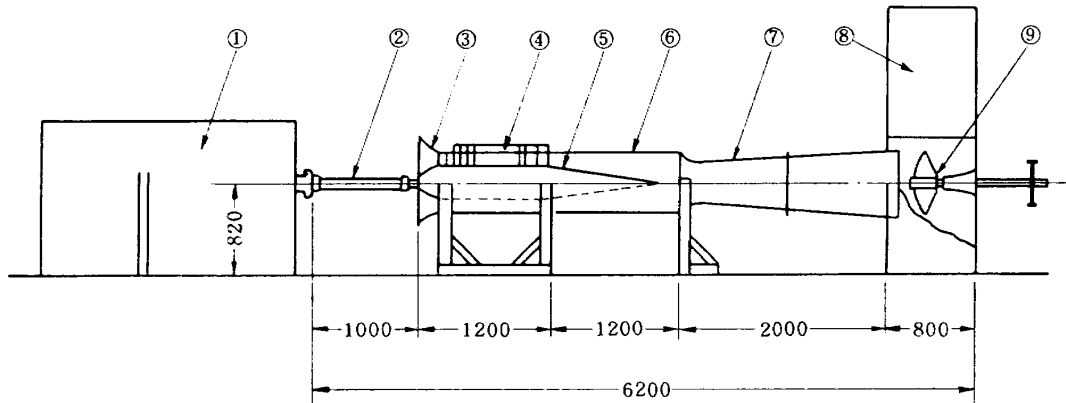


図1 実験装置配置図

記号表

記号	意味
FMM	フラッシュ・マウント・マイクロフォン
HW	熱線風速計 (Hot Wire)
VPt	変動全圧測定管

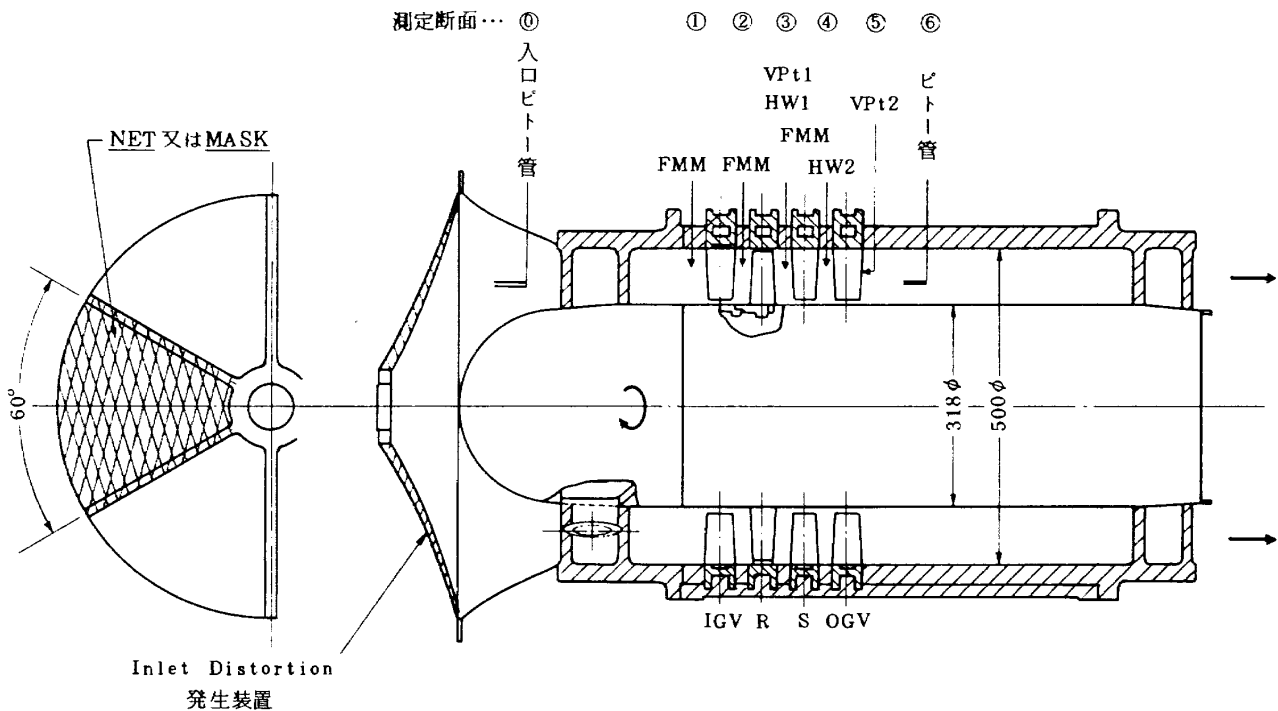


図2 圧縮機本体

表1 圧縮機の仕様概略

(mm)		枚数	弦節比	食違い角
		平均径において		
翼部外径 500 φ				
翼部内径 318 φ	入口案内羽根	36	1.12	-15.6°
翼長 89.1mm	動翼	36	1.12	28.28°
翼弦長 40mm	静翼	36	1.12	28.28°
最高回転数 3000 rpm	出口案内羽根	36	1.12	8.35°
平均軸流速度 50 m/s	翼列形式	50%定反動度		
	翼型	NACA 65-(12)10		

ンレット・ディストーションを発生させて圧縮機に与え、インレット・ディストーションを与えない場合と共に3つの場合について旋回失速発生監視の実験を行なった。

2.3 非正常現象の測定

非正常現象を監視するための測定としては、圧縮機内部に2ヶ所、圧縮機外側に1ヶ所の計3ヶ所のコンデンサ・マイクロフォンによる音響測定を、圧力変動測定として用いた。圧縮機内部での測定は、圧縮機外側ケーシングの内壁面に、その面と同一面にマイクの受圧面がある様に設定したフラッシュ・マウンテッド・マイクロフォン(Flush Mounted Microphone, 以下FMMと記す。)の形態によって、図2に示す様な①入口案内翼前、②動翼列前、③動翼列後の3断面における内部静圧変動の測定を行なった。圧縮機外部の方射音測定は、実験装置の関係から、圧縮機軸から30°の方向、空気取入口から前方2mの位置で行なった。マイクロフォンによる測定と共に、静翼(S)前後の③④(図2参照)の位置で熱線風速計(HW)による速度変動の測定、断面③、⑥での応答性の高い圧力変換器による全圧変動の測定を行ない、翼失速の状態を把握することとした。

圧縮機内部のFMMと圧縮機外部のマイクとは、実際の圧縮機等の翼列間々隔の狭さによる測定器挿入の困難さ、並びに、挿入による内部流れおよび圧縮機性能への悪影響を避けて、前者FMMは壁面圧力変動によって、後者外部マイクは圧縮機本体から放射される音によって、圧縮機の非正常現象発生の前兆および過渡現象を感知することを目的として使用するものである。FMMおよび外部マイクに使用したコンデンサマイクの特性及び諸元を表2に示す。また、熱線風速計は、各断面における速度変動(Δu)を測定すると同時に、非正常現象発生時の半径方向、円周方向の流れの状態をトラバースして測定し、FMMによる情報と比較して、現象の確認と失速発生位置を明らかにするために用いた。

表2 使用したコンデンサ・マイク・カートリッジの特性、諸元

形式 (残響室内特性)	1/8" 外径コンデンサ・マイク クロフォン
開回路周波数特性	6.5~140kHz/±2dB Flat
開回路感度	1.0 mV/Pa, -60 dB
開回路ディストーション限界	>168 dB/3% re 2×10^{-5} Pa
印加電圧	200 V
カートリッジ容量 (250 Hz)	3.5 pF
温度係数	0.01 dB/°C (-50°C ~ 60°C)
静圧影響係数	-1 dB/atm

2.4 圧縮機特性およびインレット・ディストーションの測定

圧縮機の静特性としての圧縮機流量と全圧上昇との測定は、圧縮機入口と出口案内翼後方にピトー管を挿入して行なった。また、インレット・ディストーションのある場合の流量は、圧縮機吐出部にあるベンチュリー部分におけるピトー管のトラバースによって流速分布を求め、面積積分によって決定した。一方、圧縮機入口でインレット・ディストーションを与えた場合のディストーション分布は、ピトー管および熱線を入力案内翼前方に置いて、半径方向、円周方向にトラバースすることにより測定した。

2.5 実験方法および分析方法

実験は、上記の測定機器を用いて、インレット・ディストーションを与えない場合で回転数 $N = 2200, 2600, 2900$ (rpm) の三種の回転数について、流量を定常作動状態から失速状態にまたがる範囲を段階的に(ほぼ7点)変化させた場合と、連続的に変化させた場合の二種について行なった。得られた信号データは、14チャンネルの

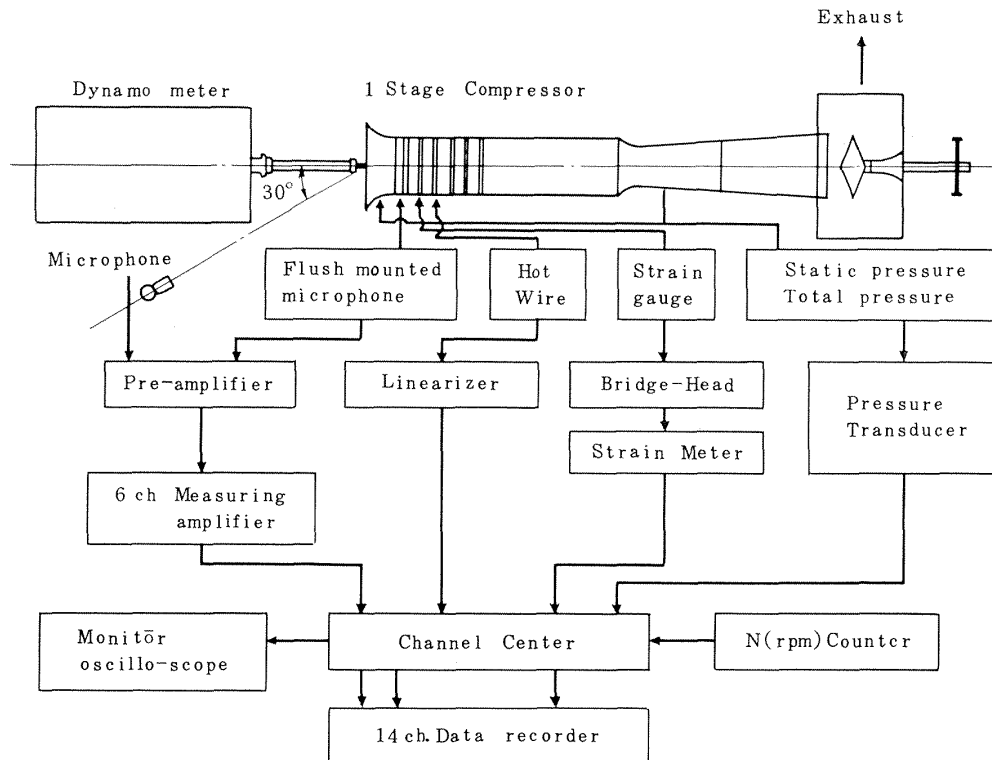


図3 計測系統図

磁気データ・レコーダに記録し、同時に電磁オシロスコープによって観察した。その計測系統図を図3に示す。インレット・ディストーションを与えた実験においては、回転数を $N = 2600$ (rpm)と一定にして、流量を6点変化させて、前述の強弱二種類のインレット・ディストーションのある場合の非定常現象発生・監視について実験した。

データ・レコーダに記録したこれらの信号は、ビジュグラフ、オシロスコープ、デジタル周波数分析器を用いて分析した。分析方法としては、時間領域における分析と周波数領域における分析とを行なった。時間領域における分析とは、各測定点における圧力・速度等の信号の時間的变化を調べるもので、注目する時間単位は、圧縮機の回転数と翼枚数とで決定する基本変動周期の10倍から100倍程度とした。この分析に用いた機器は、オシロスコープ(時間分解能を 10^{-4} sec以下で分析する場合)およびビジュグラフ(時間分解能を 10^{-3} sec以下で分析する場合)である。一方、周波数領域における分析は、各測定点からの圧力変動の信号を、各実験点での音圧スペクトル(Sound Pressure Spectra)として処理し、相互に比較して調べ、さらに各条件における信号間のクロス・スペクトルをデジタル周波数分析器を用いて分析する。これに用いたデジタル周波数分析器を図4に示す。

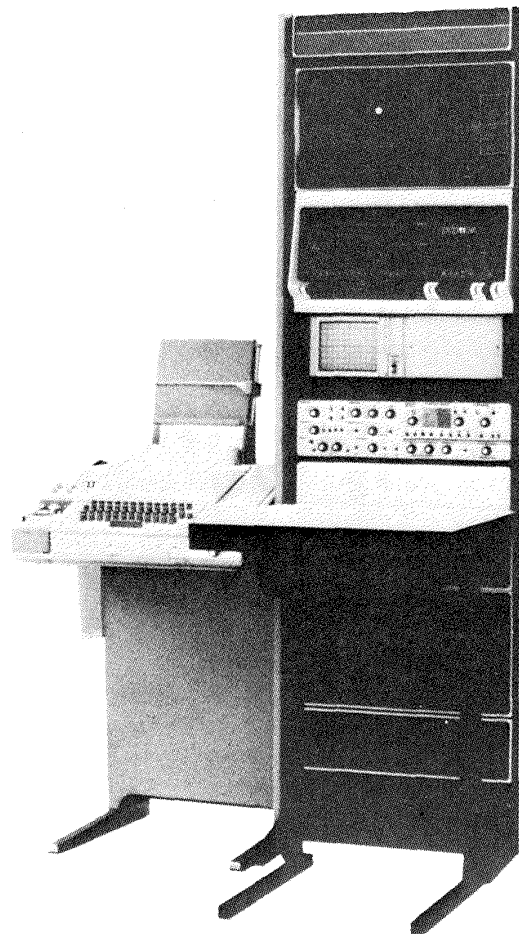


図4 デジタル周波数分析器外観

第3章 実験結果および考察

実験によって得られた旋回失速発生の前兆および過渡現象の測定結果について、下記の如く分類して述べる。

- A) インレット・ディストーションを与えない場合
 (a) 旋回失速にいたるまでの現象の圧縮機回転数による相違。
 (b) 一定回転数で流量を連続的に変化させた場合と階段状に変化させた場合の旋回失速発生にいたるまでの現象の相違。
- B) インレット・ディストーションを与えた場合
 (a) インレット・ディストーションの有無による旋回失速までの発生状況の相違。
 (b) インレット・ディストーションの強弱による旋回失速発生までの現象の相違。
- C) 圧縮機内マイク (FMM) および圧縮機外側マイク (OM) による非正常現象発生確認の範囲およびその可能性について。

3.1 インレット・ディストーションを与えない場合

(1) 圧縮機特性

図5はインレット・ディストーションを与えない場合の回転数 $N = 2200, 2600, 2900$ (rpm) における圧縮機特性曲線である。図中○印は旋回失速発生点であり、×印は後述する動翼列に失速が発生する点である。この特性曲線は、典型的な低圧軸流圧縮機の特徴を示しており、回転数が高い程曲線の勾配が高くなっている。

(2) 旋回失速発生にいたるまでの現象の圧縮機回転数による相違について

3種類の回転数 ($N = 2200, 2600, 2900$ rpm) について、それぞれの回転数を一定に保った状態で、流量を階段状に減少させて実験を行なった。この結果例として、図6 a) ~ d) に、①放射音 (OM)、②動翼列前の圧力変動 (FMM1)、③動翼列前の圧力変動 (FMM2)、④動翼列後の圧力変動 (FMM3)、⑤動翼列後の速度変動 (HW1)、⑥静翼後の速度変動 (HW2) の6個の信号のビジュグラフを示す。流量は a) → d) と減少する。信号のうち②と③は、同一断面 (動翼列前) の FMM であるが、その円周位置が互いに円周角 35° 離れ、かつ動翼列は③ → ②の方向に回転する。弁開度7および5では相互に殆んど変化はないが、流量が 4.98 (kg/sec) (図6(c)) に減少すると図中↓印で示された如く、振幅の大きな信号が現われる。この信号は、動翼列前後の FMM と HW とによって、大きな圧力変動、あるいは速度変動として感知されているが、静翼列後方の HW ⑥および外部マイク OM ①には、この現象がとらえられていない。また、同

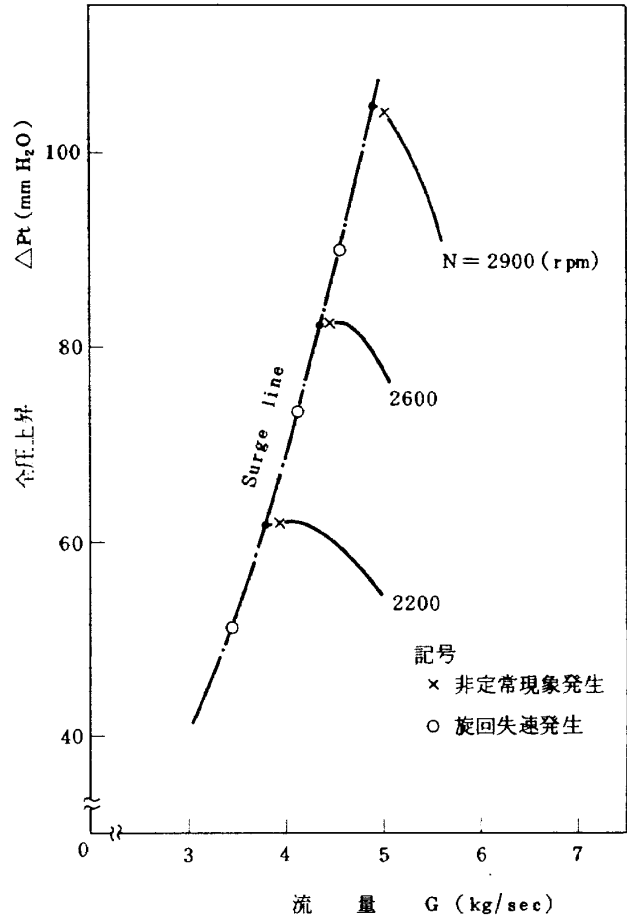


図5 圧縮機特性

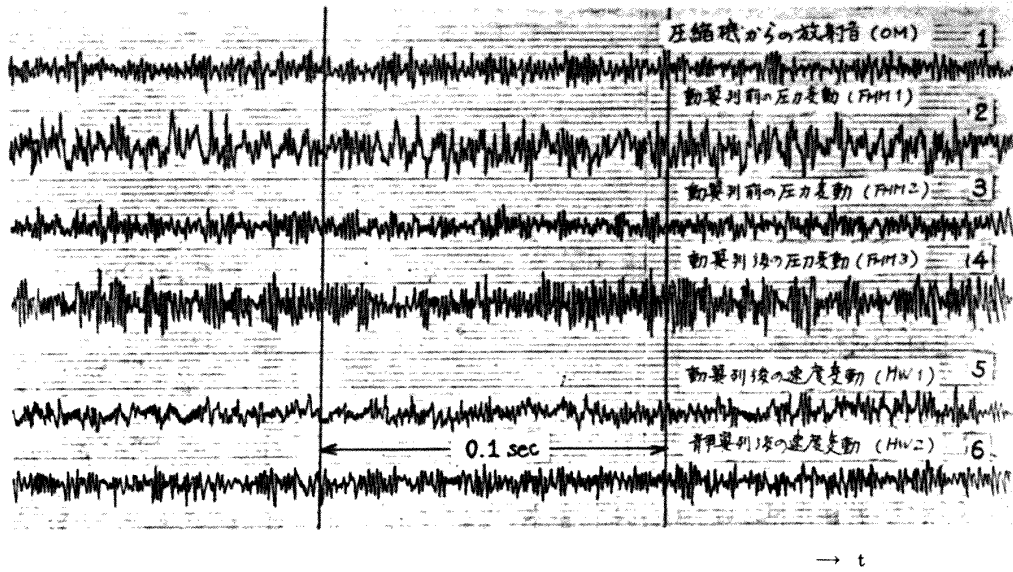
(インレット・ディストーションの無い場合)

一断面 (動翼列前) の FMM による測定信号である②と③の波形に相違が見られるが、これは②の位置の変動圧力に対し、圧縮機入口のストラットによるわずの影響があり、翼通過周波数の成分が増幅された形になっているためであると考えられる。しかし、図6(d)の様には旋回失速の信号が支配的である様な場合にはストラット後流の影響は殆んど見られない。

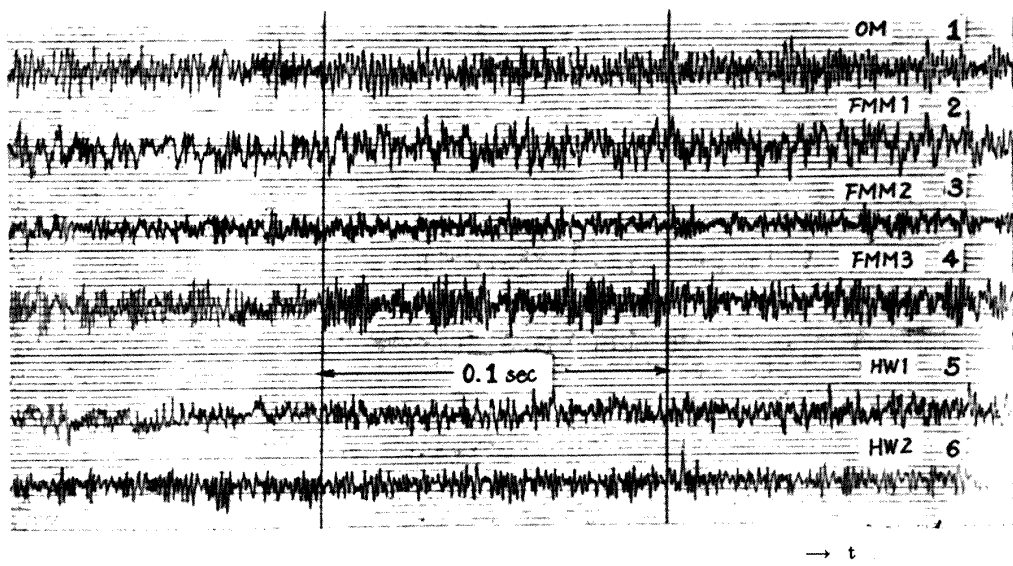
以上の現象は、 $N = 2000, 2600$ (rpm) の場合でも同様であり、このときのビジュグラフを図7(a), (b)に示す。

動翼列前の同一断面に配満された2個の FMM からの信号である図6, 図7の②③の信号の位相分析から次の様なことが解る。図6(c), 図7(a)と(b)の3つの回転数における②と③の信号で認められる↓印の大きな振幅擾乱は時間軸上で③ → ②へ移動している。これは、この擾乱が動翼列と同一方向に回転していることを示しており、この時間差から擾乱の回転速度を求めることが出来る。擾乱の2つの FMM 間を伝播する時間差は図から読み取ると、

$$1) N = 2200 \text{ (rpm)} \quad G = 3.611 \text{ (kg/sec)} [\text{図8(a)}]: \\ \Delta t = 0.00261 \text{ (sec)}$$

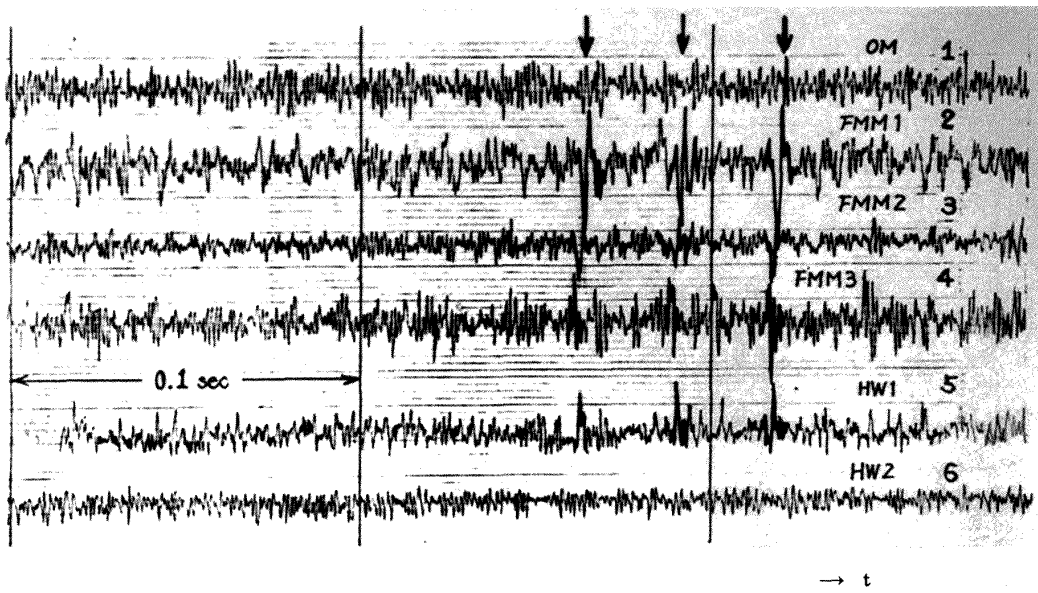
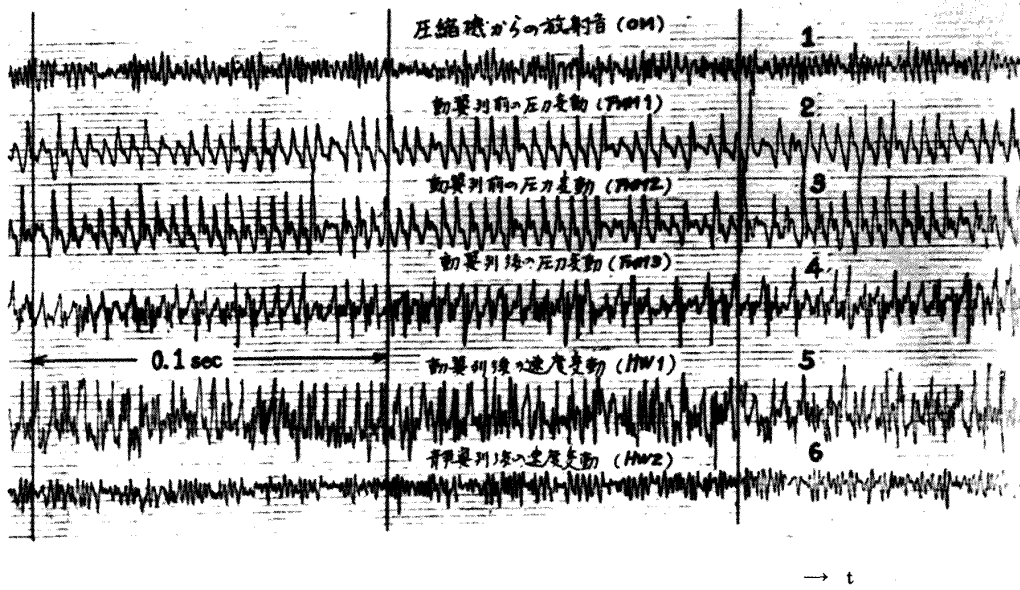


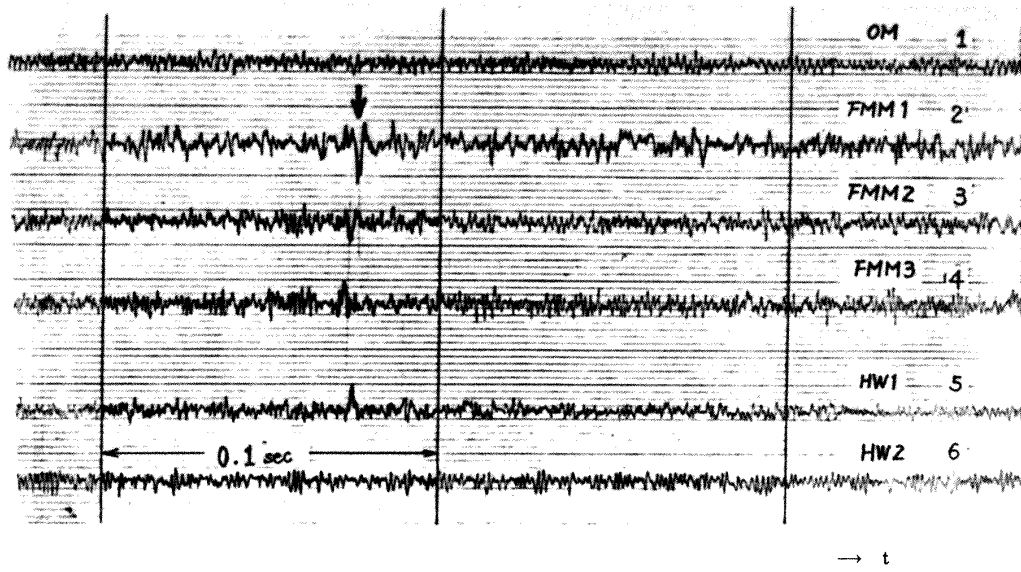
a) $N = 2900$ (rpm) $G = 5.133$ (kg/sec)



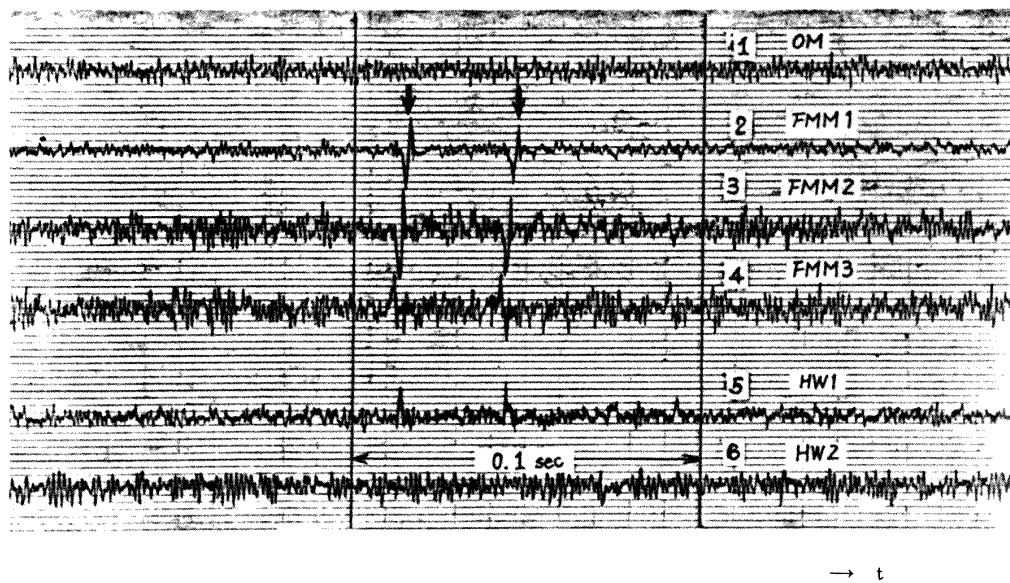
b) $N = 2900$ (rpm) $G = 5.024$ (kg/sec)

図6 流量変化にともなう圧力変動および速度変動の変化 (回転数 $N = 2900$ rpm)

c) $N = 2900$ (rpm) $G = 4.976$ (kg/sec)d) $N = 2900$ (rpm) $G = 4.560$ (kg/sec)図6 流量変化にともなう圧力変動および速度変動の変化 ($N = 2900$ rpm) (つづき)



a) $N = 2200$ (rpm) $G = 3.611$ (kg/sec)



b) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.460$ (kg/sec)

図7 初期非定常現象の発生状態

ロ) $N = 2600(\text{rpm})$ $G = 4.460(\text{kg/sec})$ [図 8(b)]:

$$\Delta t = 0.00217(\text{sec})$$

ハ) $N = 2900(\text{rpm})$ $G = 4.976(\text{kg/sec})$ [図 8(c)]:

$$\Delta t = 0.00195(\text{sec})$$

であるから、これら擾乱が 1 回転するに要する時間は、 $\Delta t \times (360^\circ/35^\circ)$ として次の様に求められる。

イ) $N = 2200(\text{rpm})$: $t_1 = 0.0268(\text{sec})$

ロ) $N = 2600(\text{rpm})$: $t_1 = 0.0223(\text{sec})$

ハ) $N = 2900(\text{rpm})$: $t_1 = 0.0201(\text{sec})$

一方、各回転数における動翼列 1 回転に要する時間は、

イ) $N = 2200(\text{rpm})$: $t_2 = 0.0273(\text{sec})$, ロ) $N = 2600$

(rpm) : $t_2 = 0.0231(\text{sec})$, ハ) $N = 2900(\text{rpm})$: $t_2 =$

$0.0207(\text{sec})$ となり、各回転数における擾乱の回転速度にほぼ等しい。従って、この様な単発的な擾乱の現象は、

動翼列中の 1 枚の翼が単独に失速し、その失速が他の翼に移動することなく、動翼列と同一速度で回転している

ことを示している。また、この様な失速の継続時間は、

場合により異なるが、動翼列 1 回転ないし 3 回転と言った、非常に短時間である様である。例えば、図 6(c)の例

は 3 回の擾乱波形を感知し、その前後には擾乱信号はな

く、また、図 7(a)の例は 1 回のみ、図 7(b)の例は 2 回の

擾乱を記録しているに過ぎない。

これらの単発的な非正常現象の発生点は、前掲図 5 の

×印で示したが、 $N = 2200(\text{rpm})$, $2600(\text{rpm})$ では、

定回転数曲線の最高圧力点のわずかに小流量側において

現われ、 $N = 2900(\text{rpm})$ では最高圧力点のわずかに大

流量側に現われている。この様に、この非正常現象は、

圧縮機特性曲線上には特に他と区別することが出来ず、

流量や圧力上昇に影響を与える程の現象ではないことが

解る。また、同様に、この現象発生点がこの圧縮機を用

いた高田による旋回失速の実験¹⁾との比較からも、旋回

失速発生点とは異なっていることを示すことが出来る。

この様な状態に続いて流量を減少させていくと、失速

の発生に規則性が生じ、また連続的になる。さらに流量

と表わされる。ここで

ϕ : 波形の位相差, N_S : 失速領域数 (セル数),

θ : 2 個の FMM ②, ③の間の円周角, f : 変動周

波数, f_P : 失速領域の旋回速度

である。

旋回失速は、動翼列内を、動翼列より遅い回転速度で、

動翼列の回転と反対方向に伝播するので、静止座標系で

は、動翼列と同一回転方向に、動翼列より遅い速度で回

転することになる。他の回転数でも同様に述べられるの

で、 $N = 2900 \text{ rpm}$ の図 4(d) ($V = 1.5$) の場合について

説明する。

図中に示される様に、0.1 秒の時間内に 24.5 個の波形

が認められるため、変動の周波数は $f = \frac{24.5}{0.1} = 245$

(Hz) となる。波形の位相差 ϕ は、図から読み取る 2 つ

の FMM 信号②③の位相時間 B から、 $\phi = 360^\circ \times B \cdot f$

と求められ、実際 $B = 0.00265(\text{sec})$ から、 $\phi = 360 \times$

$0.00265 \times 245 = 234^\circ$ である。 θ は前述の如く 35° である

から、

(1) 式よりセル数は

$$N_S = \phi/\theta = 234^\circ/35^\circ = 6.69$$

となり、測定誤差を考慮し、セル数が整数であると仮定

すれば、 $N_S = 7$ と考えることが出来る。これを(2)式に

代入して

$$f_P = 245/7 \doteq 35(\text{Hz})$$

となり、これは動翼列回転速度 $2900/60 = 48.3(\text{Hz})$ の

72.4% に相当する。この結果、旋回失速のセル数は N_S

$= 7$, 旋回速度は動翼列回転速度の 72.4% であることが

解った。

次に、得られた信号を周波数領域で分析するため、各

周波数成分即ち音圧スペクトル (Sound Pressure

Spectrum) に表示して分析した。図 8 は圧縮機外部マ

イク (OM) のスペクトル (a 図) と、動翼列前の FMM

のスペクトル (b 図) を示したものである。図は a), b)

とも上から下へと流量が減少している。流量 $G = 5.232$

(kg/sec) から $4.976(\text{kg/sec})$ の場合までは、流量減少

によるスペクトルに顕著な変化は認められない。前述の

様に、旋回失速の発生している $G = 4.560(\text{kg/sec})$ にお

けるスペクトルは特に FMM において他のスペクトルと

は大きく異なり、低周波数領域での音圧増大が認められ

る。この様に、このスペクトル表示では、時間領域表示

(図 6) で認められた、旋回失速に至る前の流量 [$G =$

$4.976(\text{kg/sec})$] における単発的な失速現象を見出すこ

とは出来ない。これは時間的に不規則な現象であること

から音圧スペクトルによっては特定周波数のスペクトル

として感知し得ないためである。このことは、流量 $G =$

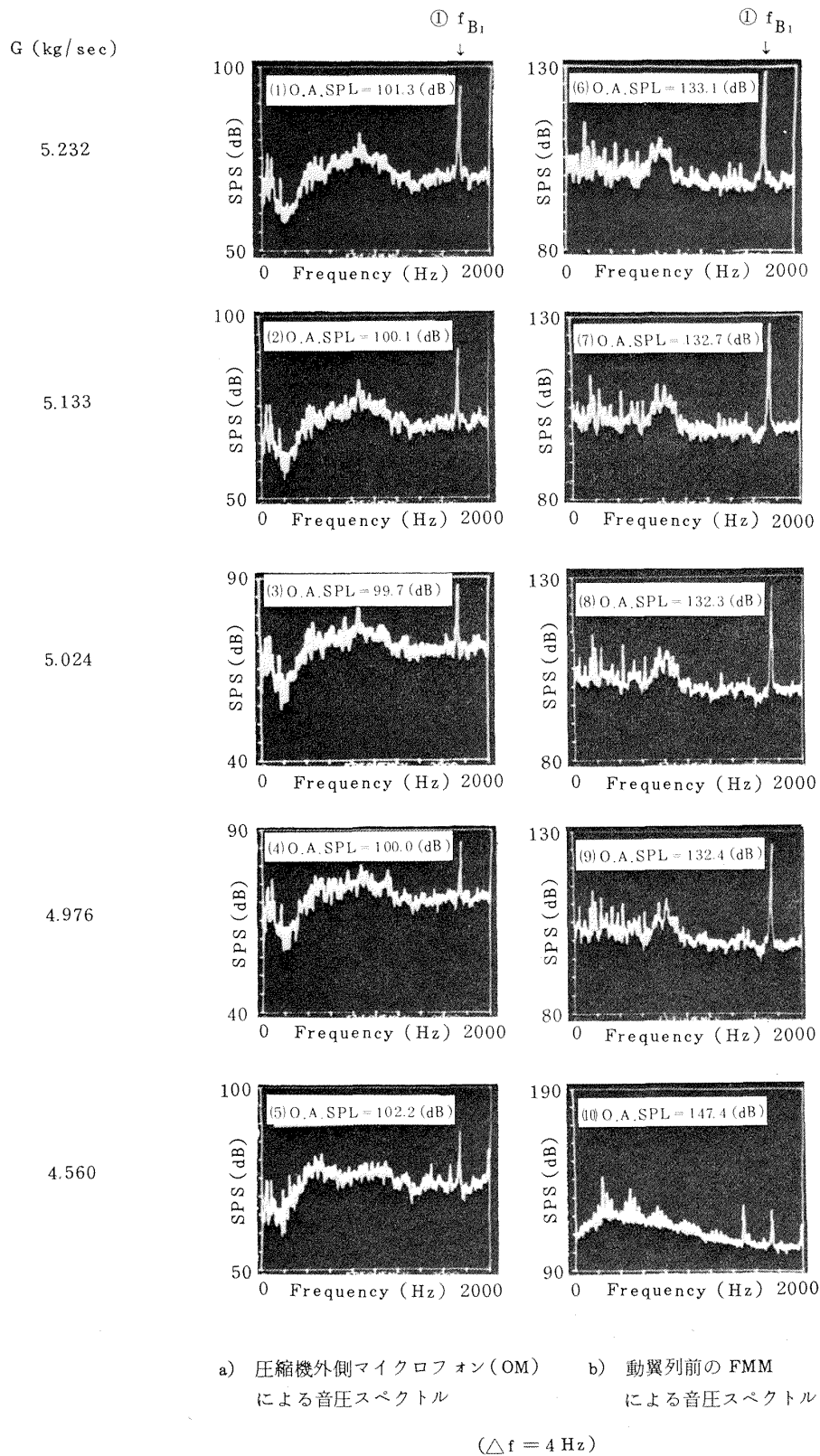


図8 流量による外部マイク(OM)およびFMMの音圧スペクトル変化(N = 2900 rpm)

4.976 (kg/sec)とG = 5.024 (kg/sec)との間のスペクトルの差(図9)に特別な変化がないことから示される。圧縮機の放射音(OM)のスペクトルからは、旋回失速の発生現象が明確にとらえられないが、隣り合う流量のスペクトル差(図9(a))には旋回失速の発生によって低周波数域(250Hz前後)の増大がとらえられている。従って、音圧スペクトル表示による周波数分析では、内部マイク、外部マイクともに、旋回失速発生をとらえることは出来るが、その直前に発生する単発的な非定常現象はとらえられないことが明らかになった。

また、旋回失速発生に至るまでの、圧縮機内外における圧力変動及び音圧変化の、全音圧レベル(O.A. SPL; dB, ref. 2×10^{-3} N/m²)と動翼列1次翼通過周波数($f_{B1} = 36N/60$)成分によって考察を進めると次の様になる。全音圧レベルは図9中に数値で示し、第1次翼通過周波数と共に表3に示した。全音圧レベル(dB)は、G = 4.976 (kg/sec)までの間は流量が低下するに従ってわずかに減少するが、OM信号で100 dB, FMM信号で133 dB程度となっている。しかし、旋回失速の発生したG = 4.560 (kg/sec)においては、OM信号で102.2 dB, FMM信号で147.4 dBと共に増加している。また、その増加量は、FMM信号の方が大きい。一方、翼通過周波数 f_{B1} 成分は、OM信号、FMM信号共に弁を絞ると共に全音圧レベルは減少しており、その減少量はFMMの方が大きい。従って、このことから、全音圧レベル(O.A. SPL)ではその最小値付近で初期の非定常現象が発生していると考えられ、 f_{B1} 成分では旋回失速に至る前にそれを予知する様な現象を感知し得ないことが解る。

(3) 一定回転数で流量を連続的に変化させた場合の、段階的に変化させた場合との現象の相違

各回転数における旋回失速発生点前→後の流量連続変化に伴う信号の変化を図10に示す。a), b), c)中のそれぞれの信号は、図6におけるものと同じである。各図に見られる様に、流量減に伴って、単発的な非定常現象の発生、その成長、規則性の出現、定着、そして旋回失速への発展を理解することが出来る。従って前述の様な、段階的な流量変化に伴う現象の進行と基本的な相違はない。ただし、圧縮機ダクト内の流体の慣性の影響などによって、連続的な流量変化の場合は、段階的な変化の場合よりも幾分小流量側で失速現象が発生している。これは、失速の遅れと考えられるが、例えば、N = 2900 (rpm)で、旋回失速発生点が流量にして定常状態の4.56 (kg/sec)から4.45 (kg/sec)へ移動している。

表3 旋回失速発弱に至るまでの圧縮機内・外での音圧スペクトルの変化

NO - ID, N = 2900 (rpm) (単位 dB)				
流量 G (kg/sec)	圧縮機外側(OM)		動翼列前(FMM)	
	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル
5.232	101.3	95	133.1	129
5.133	100.1	91	132.7	128
5.024	99.7	88	132.3	128
4.976	100.0	87	132.4	126
(失速)4.560	102.0	87	147.4	122

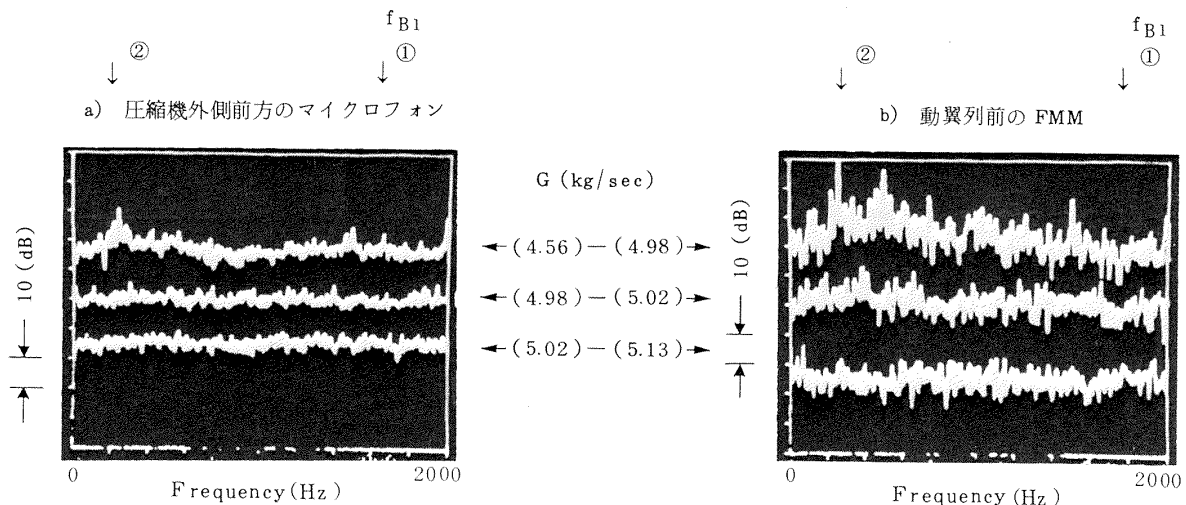
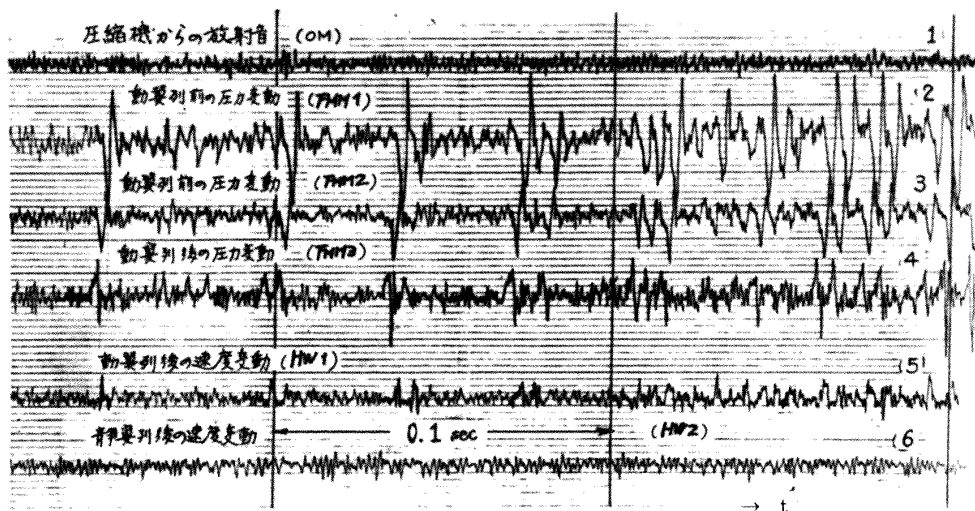
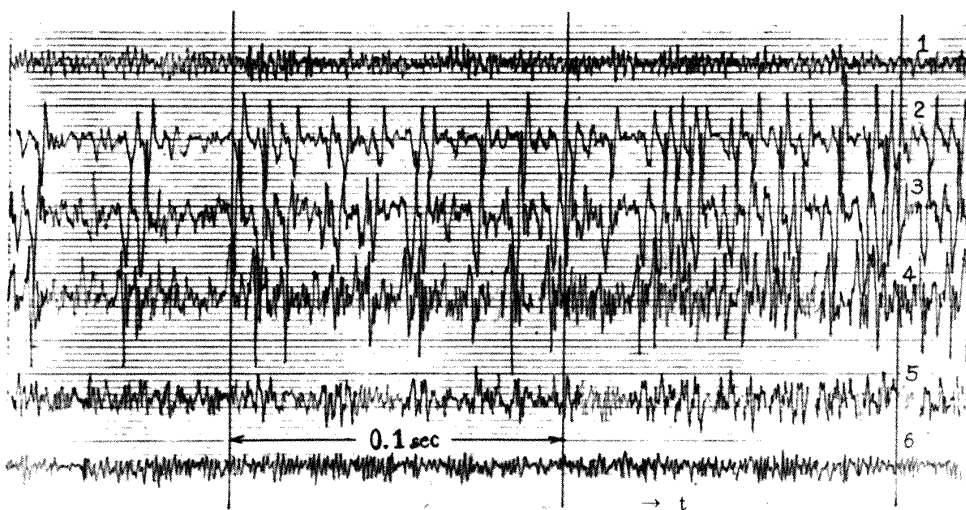


図9 流量の違いによるスペクトラムの差：(NO - ID)

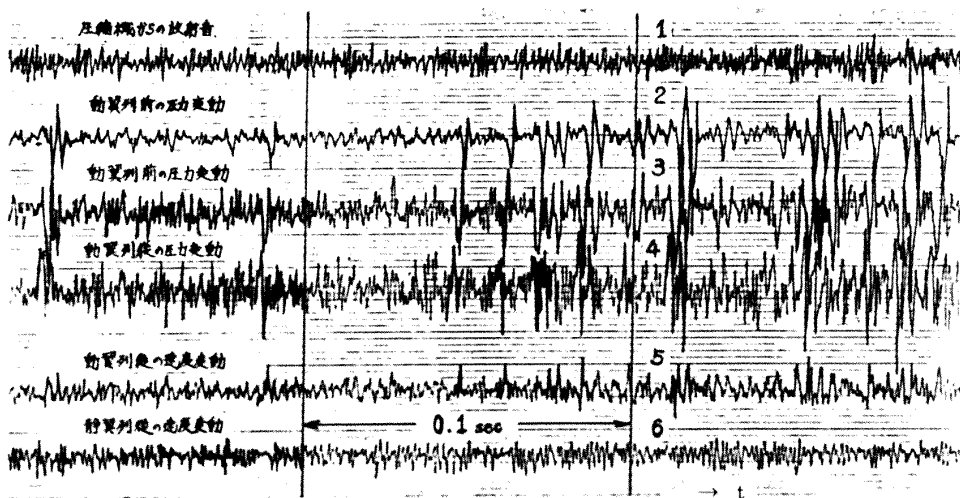
(N = 2900 rpm) ($\Delta f = 4$ Hz)



a) $N = 2200$ (rpm) $G = 3.52$ (kg/sec) 近傍 (減少)



b) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.38$ (kg/sec) 近傍 (減少)



$N = 2900$ (rpm) $G = 4.45$ (kg/sec) 近傍 (減少)

図 10 各回転数における旋回失速発生に至るまでの過渡現象

3.2 インレット・ディストーションを与えた場合

インレット・ディストーションを与えた場合の実験は、前述した如く、回転数 $N = 2600$ (rpm) において、強弱 2つのディストーションについて行なった。与えたディストーションの圧縮機入口断面①における分布は、全圧損失として図 11, 12 に示す如くである。ここでは軸対称であるため、前視上半分のみの全圧分布を示した。図 11 は、平均半径位置での円周方向全圧損失分布であり、図 12 a), b) は、円周方向 $20^\circ, 80^\circ, 140^\circ$ 位置 (前視時計回り) での半径方向全圧損失分布である。インレット・ディストーション (ID) を発生させるための金網 (NET) やマスキング (MASK) の張られている位置は各図に示した様に、 $0^\circ \sim 30^\circ$ および $150^\circ \sim 180^\circ$ の部分であるため、その部分での全圧損失が特に大きく、弱いインレット・ディストーション (NET) の場合は $(P_{t1} - P_a) / q_1$ で 20%，強インレット・ディストーション (MASK) の場合で 60～80% である。抵抗体部から最も速い 90° 位置においても、その影響を受けて NET の場合で 10%，MASK で 20% 程度の全圧損失が認められる。また、流量を減少させることによって、両方のインレット・ディストーションともその圧力損失は増大するが、その大きさは、MASK の方が大きい。

インレット・ディストーションのある場合の圧縮機特性曲線として、 $N = 2600$ (rpm) について図 13 に示す。インレット・ディストーションの強い程、その作動範囲が低圧力上昇、低流量側に移動していることが示されている。

(1) インレット・ディストーションによる旋回失速発生状況の変化

各々の検出器による信号の時間領域による分析として、図 14, 15, 16 に、インレット・ディストーションの無い場合と強弱二種を与えた場合の圧力変動波形を、時間を横軸にしたピジグラフで示す。いずれも $N = 2600$ (rpm) である。これらの図の比較から、インレット・ディストーションの有無あるいは強弱によって流量は異なるが、その非定常現象発生および旋回失速に至るまでの現象が基本的に同等であることが解る。即ち、FMM および HW によって、単発的な翼失速がとらえられ、(図中 ↓ 印) そのままさらに流量を減ずることによって、失速が定着して、旋回失速に成長していることがとらえられている。しかし、インレット・ディストーションがあることによって、翼失速の波形が小さくなり、また旋回失速時の変動波形の振幅も小さく、これらの現象がインレット・ディストーションによって弱められていると考

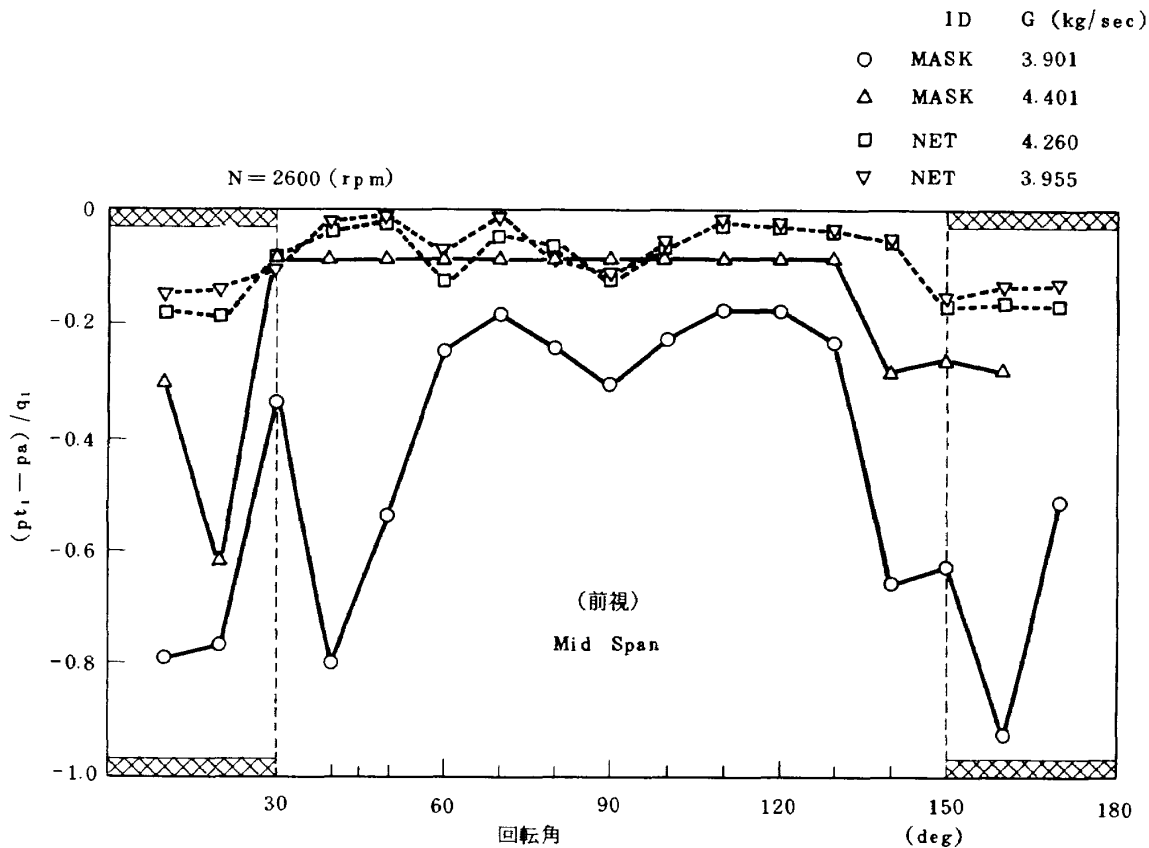


図 11 インレット・ディストーションの円周方向分布

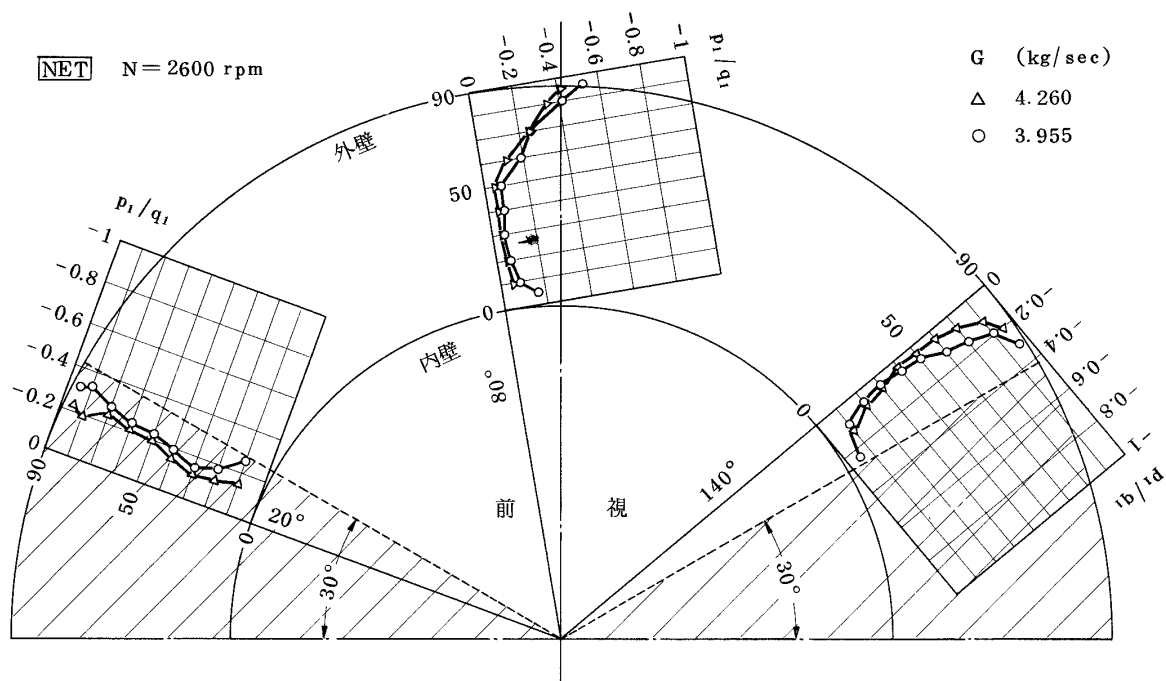


図12 (a)単段軸流圧縮機インレット・ディストーション分布

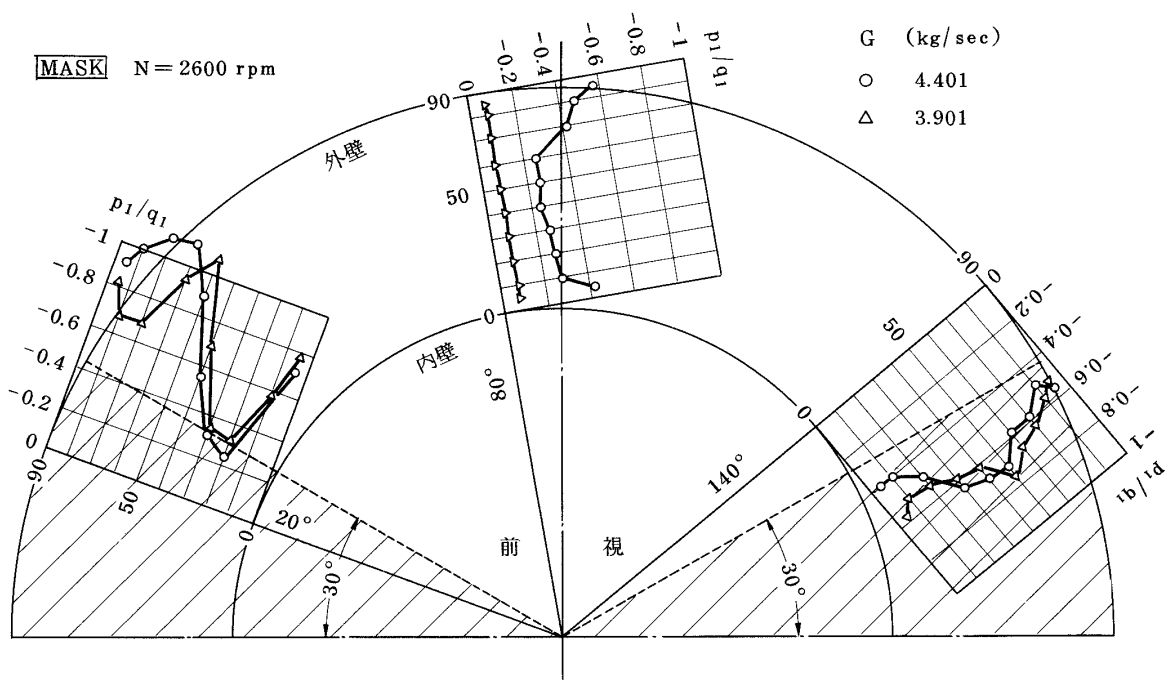


図12 (b)単段軸流圧縮機インレット・ディストーション分布

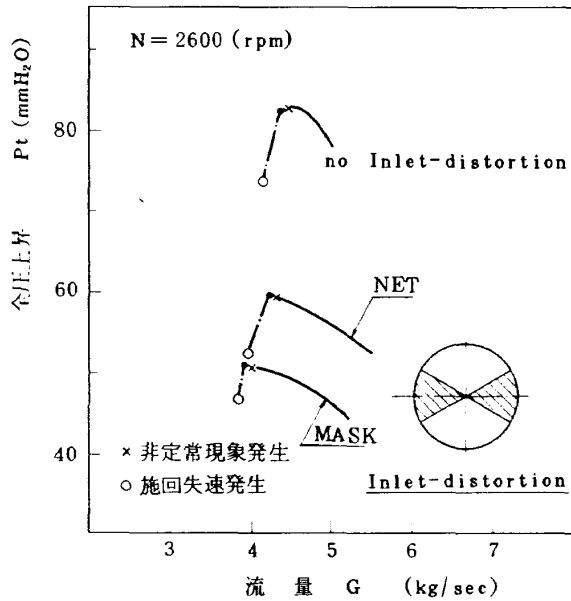


図 13 圧縮機特性に対するインレット・ディストーションの影響

えられる。また、これらの非定常現象の発生は、図13中の×印の点であり、いずれの ID の場合も、最高圧力上昇点の直前である。

次に、信号の周波数領域における分析として、図17、図 18 に各弁開度における外部マイクおよび FMM 信号の音圧スペクトルを示した。図中①は前記の 1 次動翼列翼通過周波数である ($f_{B1} = 36 \times 2600/60 = 1560\text{Hz}$)。両図および前掲図 8 の比較から、インレット・ディストーションの有無又は強弱によって、動翼列前の FMM 信号音圧スペクトルには大きな変化がないことが判る。一方、圧縮機外部マイク (OM) の信号では ID-NET および ID-MASK どちらの場合にも翼通過周波数の半分の周波数 ($f_{B1}/2 \approx 800\text{Hz}$) 近傍の成分が、その前後の成分より 5 ~ 10 dB 低く現われている。これに反してディストーションのない場合 (図 8) では、この周波数成分がその前後より 5 ~ 10 dB 高くなっている。この現象は流量の大小にかかわらず現われている。従って、 $f_{B1}/2$ の成分によってインレット・ディストーションの有無を判断できると考えられる。

図 19、20 は、前掲図 9 と同様に、前後の流量におけるスペクトル差を取ったもので、図 19 は、ID-NET の場合の外部マイクと IGV 前の FMM、動翼前の FMM の 3 点、図 20 は、ID-MASK の場合の外部マイクと動翼前の FMM の 2 点の信号について示した。いずれの図も、図中最上段の旋回失速発生前後のスペクトル差に大きな変化があることが見られ、特に①で示す 1 次動翼列翼通過周波数 f_{B1} の成分が、失速によって 5 ~ 10 dB 低下しているのが認められる。また、低周波数域でのスペクトル

ル増もディストーションない場合と同様である。しかし、ディストーションのある場合には外部マイク及び IGV 前の FMM による信号のスペクトル差には、余り大きな変化が現われていない。これは、ディストーションによって入口部の流れが乱されるなどして、失速による圧力変動の音波の前方への伝播が抑えられるためと考えられる。

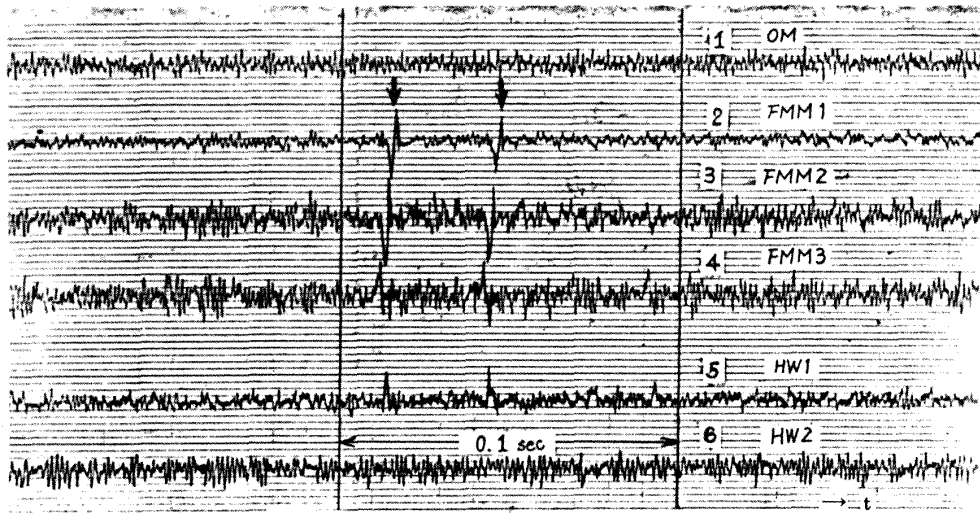
圧縮機内外のマイクによる信号の全音圧レベル (O.A. SPL) および f_{B1} における音圧スペクトルを表 4 に示した。これに示す様に、 f_{B1} 成分は、外部マイク OM 信号、FMM 信号ともに流量減少に従って減少し、旋回失速に至って大きく減少している。また O.A. SPL は流量による変化が少なく、FMM 信号では、旋回失速によって大きく増大している。インレット・ディストーションによっては、O.A. SPL 値は大きくなり、OM 信号、FMM 信号共に 9 ~ 11 dB の増大が見られる。

表 4 インレット・ディストーションと、旋回失速に至るまでの音圧変化の関係

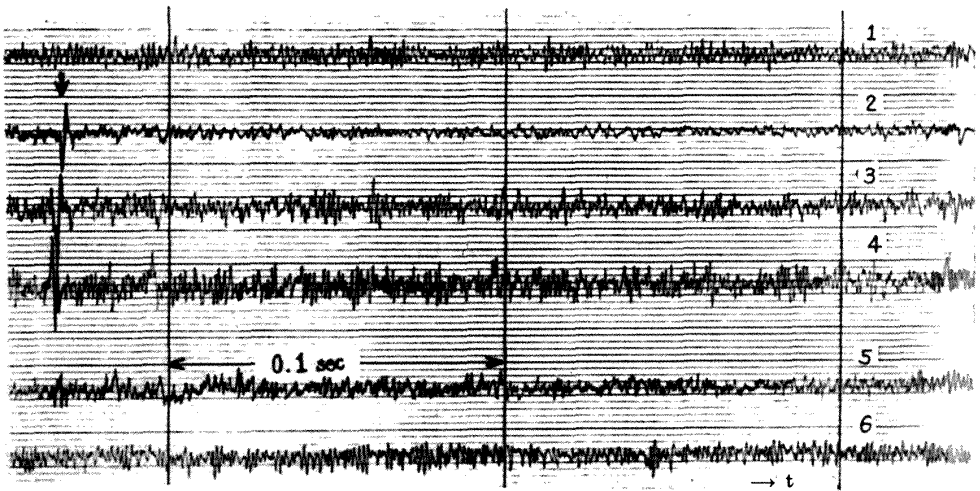
(a) NO-ID, N = 2600 rpm, (単位 dB)				
流量 G(kg/sec)	圧縮機外側 (OM)		動翼列前 (FMM)	
	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル
4.573	92	81	121	118
4.460	92	80	121	117.5
4.383	90	77	120	115
4.210	90	76	134	113

(b) ID-NET, N = 2600 rpm (dB)				
流量 G(kg/sec)	圧縮機外側 (OM)		動翼列前 (FMM)	
	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル
4.286	100.1	95	130.9	127
4.260	100	94	131.2	126
3.955	100	82	146.2	120

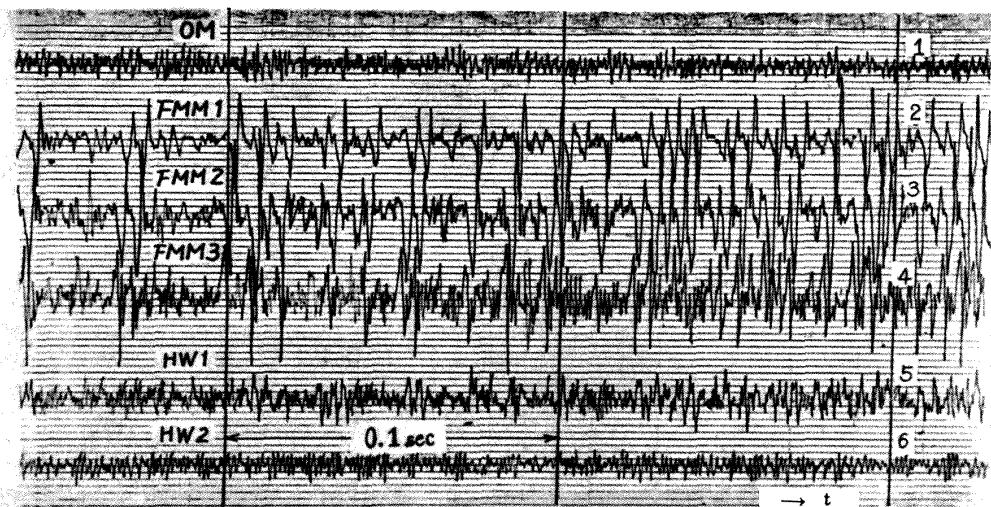
(c) ID-MASK, N = 2600 rpm (dB)				
流量 G(kg/sec)	圧縮機外側 (OM)		動翼列前 (FMM)	
	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル	O.A. SPL	f_{B1} スペクトル
4.817	100.6	95	129.5	123
4.401	101.2	96	129.6	123
3.901	100.5	95	130.7	121
3.862	100.8	92	142	115



a) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.57$ (kg/sec)

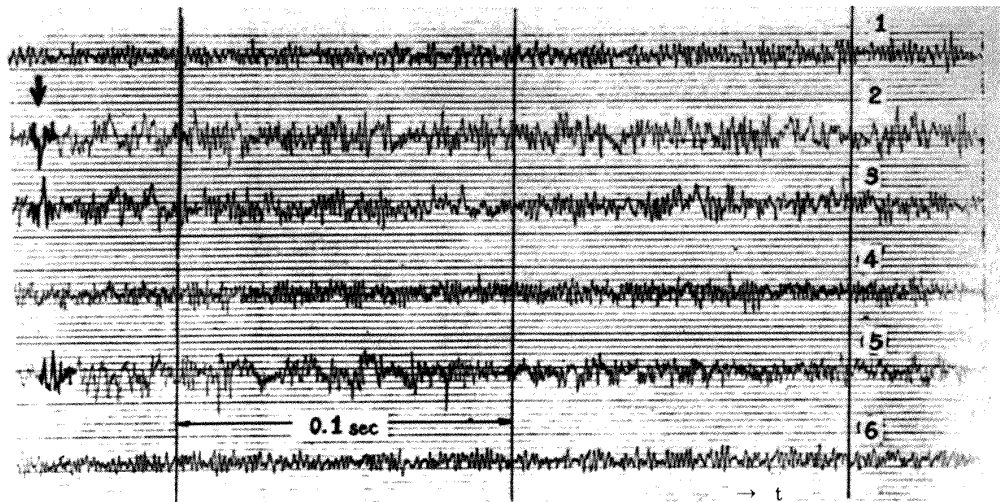


b) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.46$ (kg/sec)

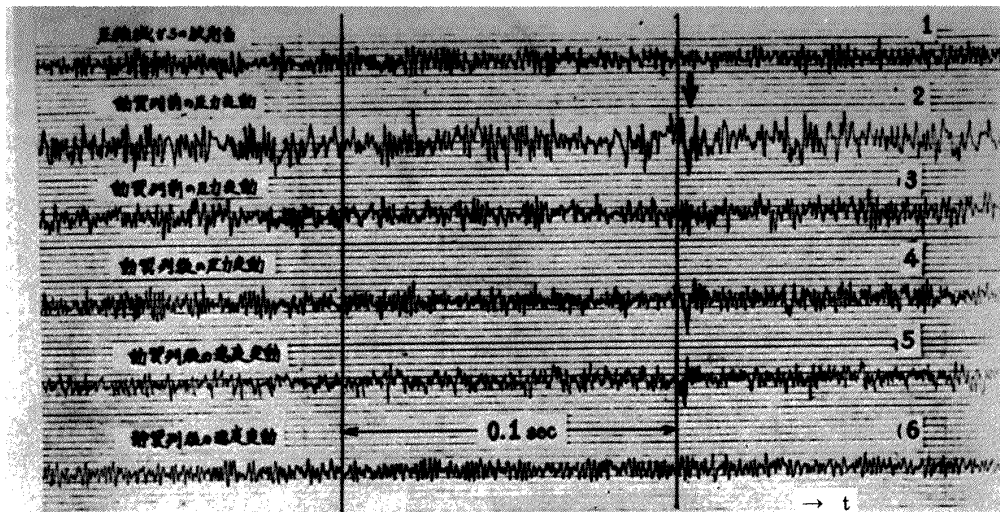


c) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.38$ (kg/sec) 近傍 (流量減少)

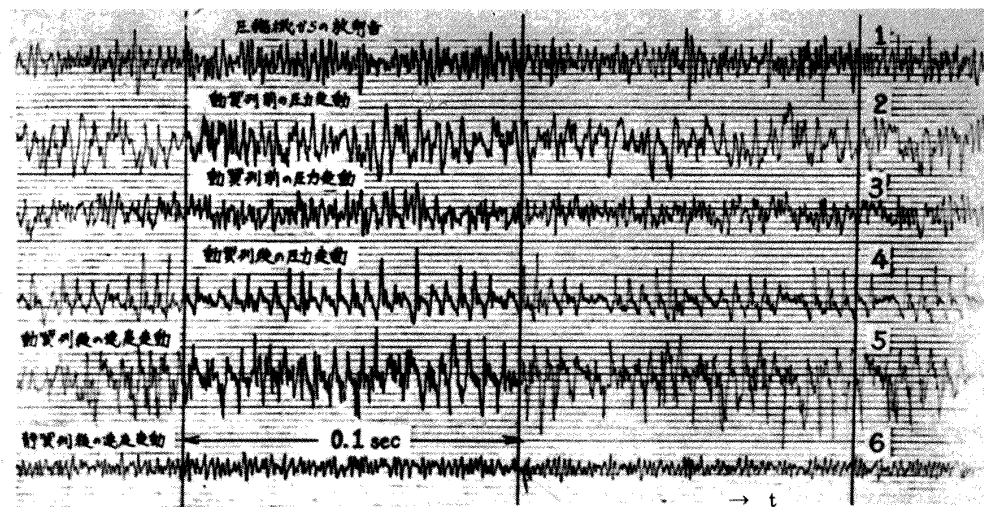
図 14 回転数 $N = 2600$ rpm における非定常現象



(a) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.29$ (kg/sec) ID-NET

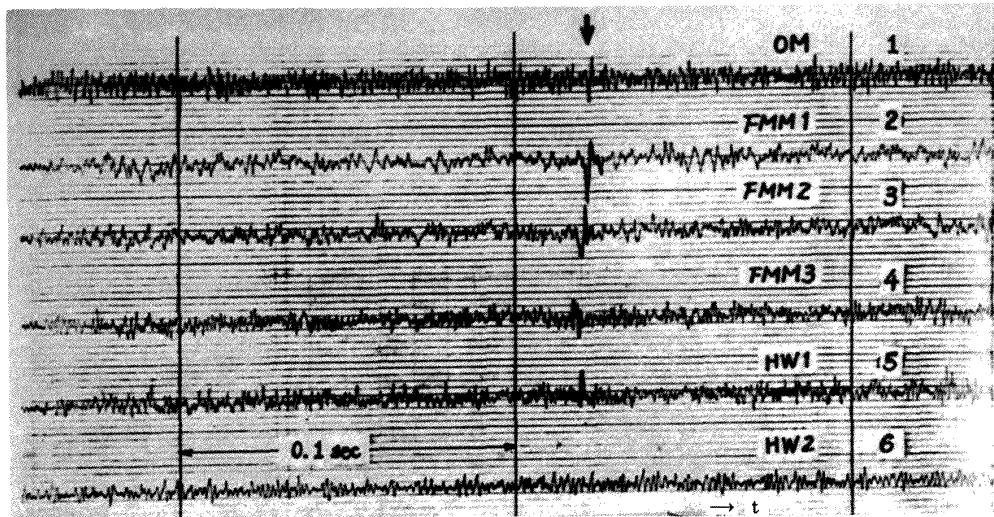


(b) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.26$ (kg/sec) ID-NET

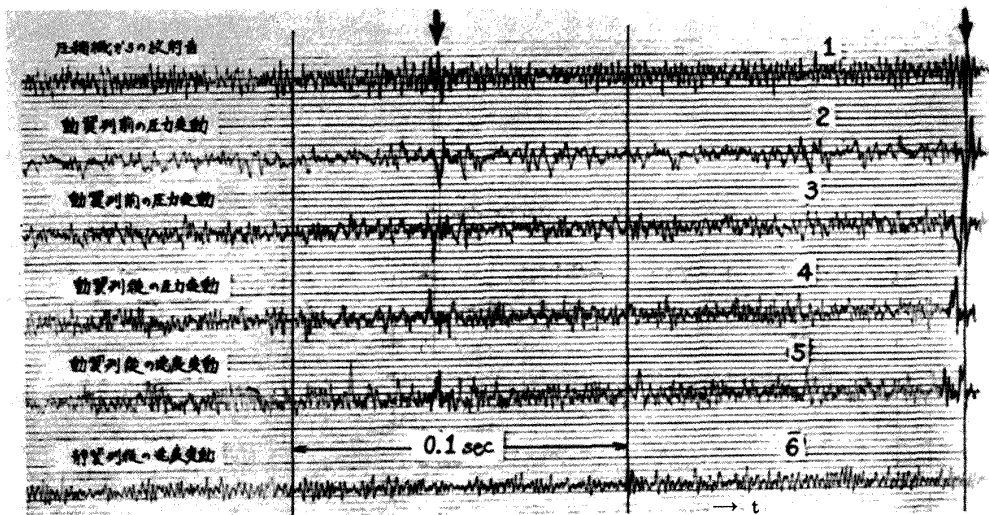


(c) $N = 2600$ (rpm) $G = 3.96$ (kg/sec) NET

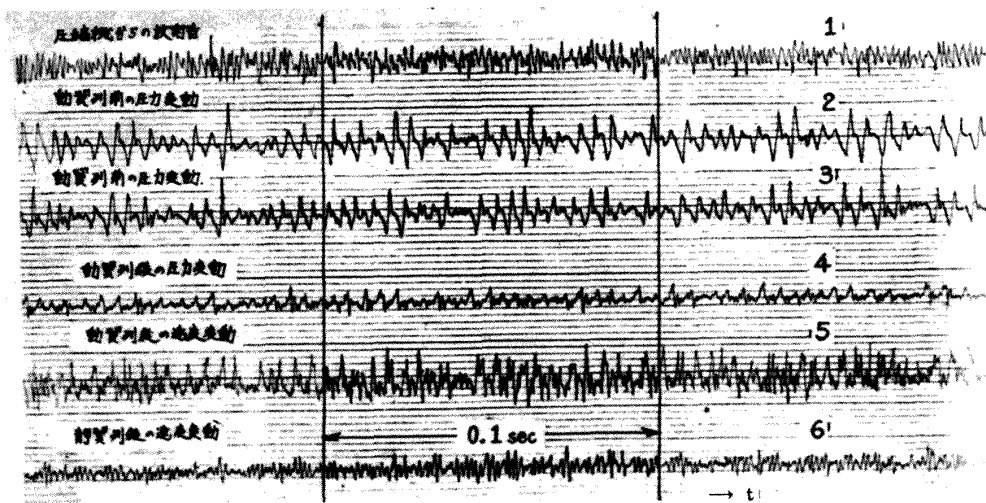
図 15 流量変化に伴う圧力変動と速度変動 (インレット・ディストーション-NETの場合, $N = 2600$ rpm)



(a) $N = 2600$ (rpm) $G = 4.40$ (kg/sec) - MASK



(b) $N = 2600$ (rpm) $G = 3.90$ (kg/sec) ID-MASK



(c) $N = 2600$ (rpm) $G = 3.86$ (kg/sec) MASK

図 16 流量変化に伴う圧力変動及び速度変動 (インレット・ディストーション-MASKの場合, $N = 2600$ rpm)

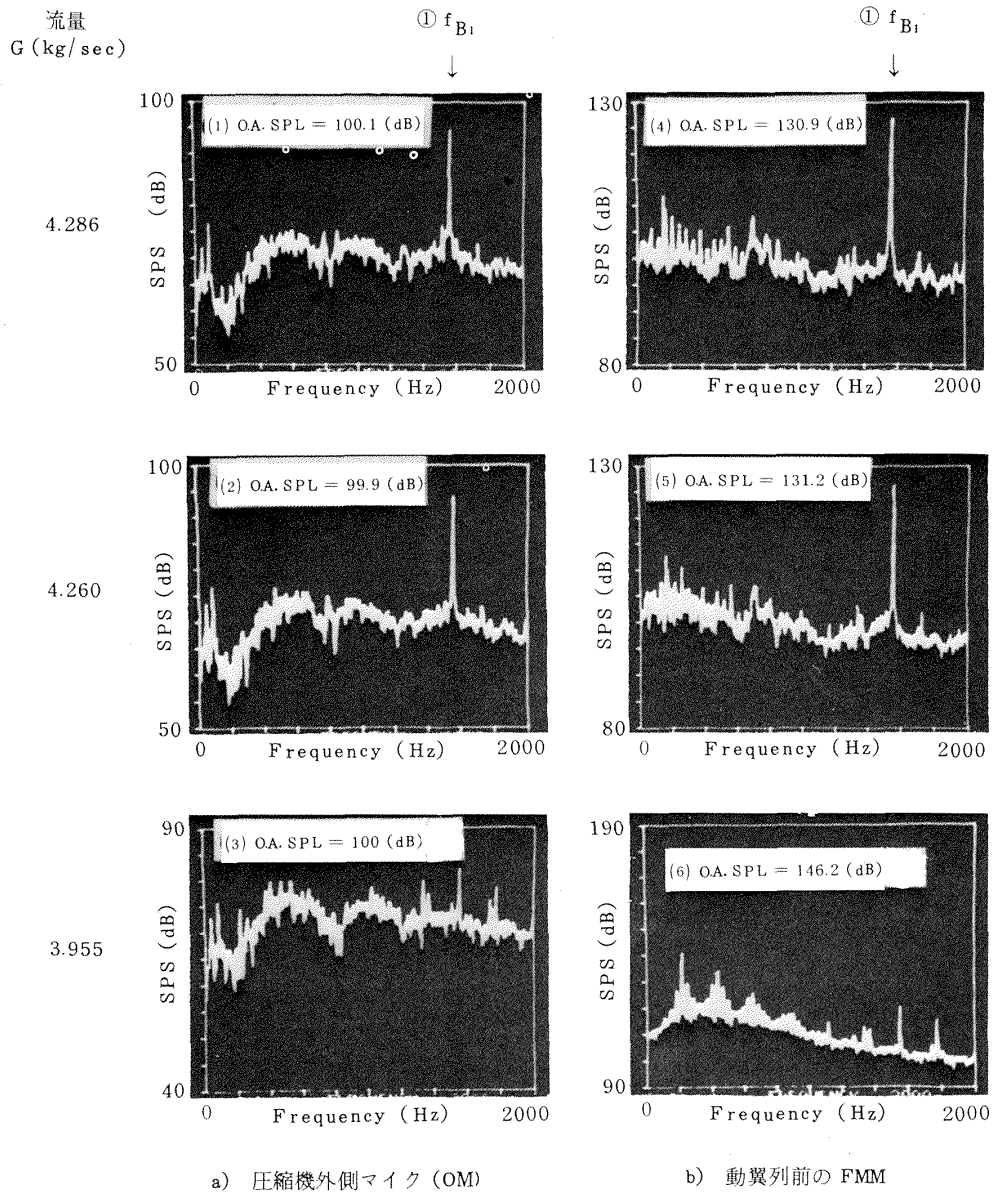


図 17 インレット・ディストーション-NET の場合の流量に対する音圧スペクトルの変化 ($\Delta f = 4\text{Hz}$)

N = 2600 rpm

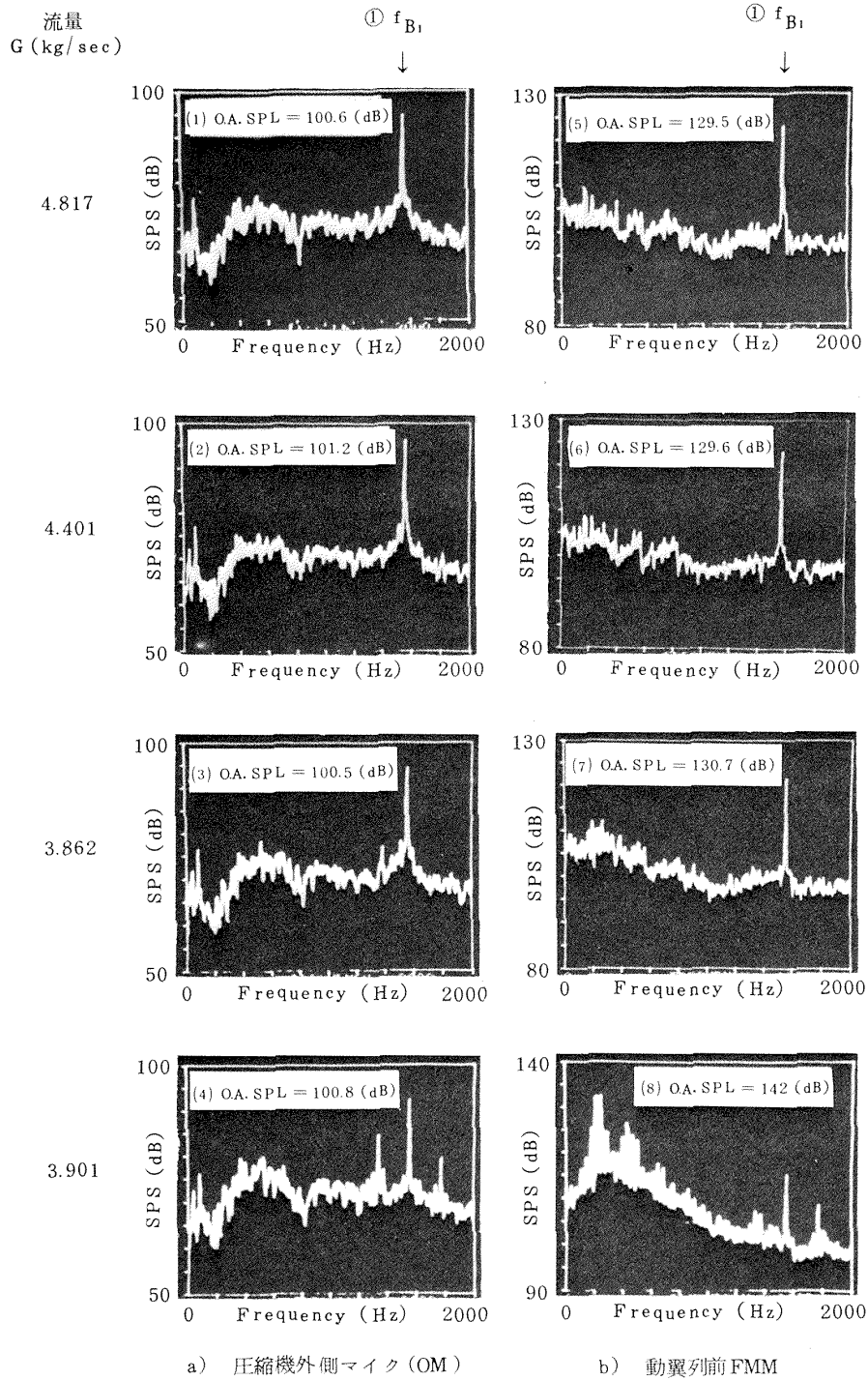


図 18 インレット・ディストーション-MASK の場合の流量による音圧スペクトルの変化 ($\Delta f = 4\text{Hz}$)

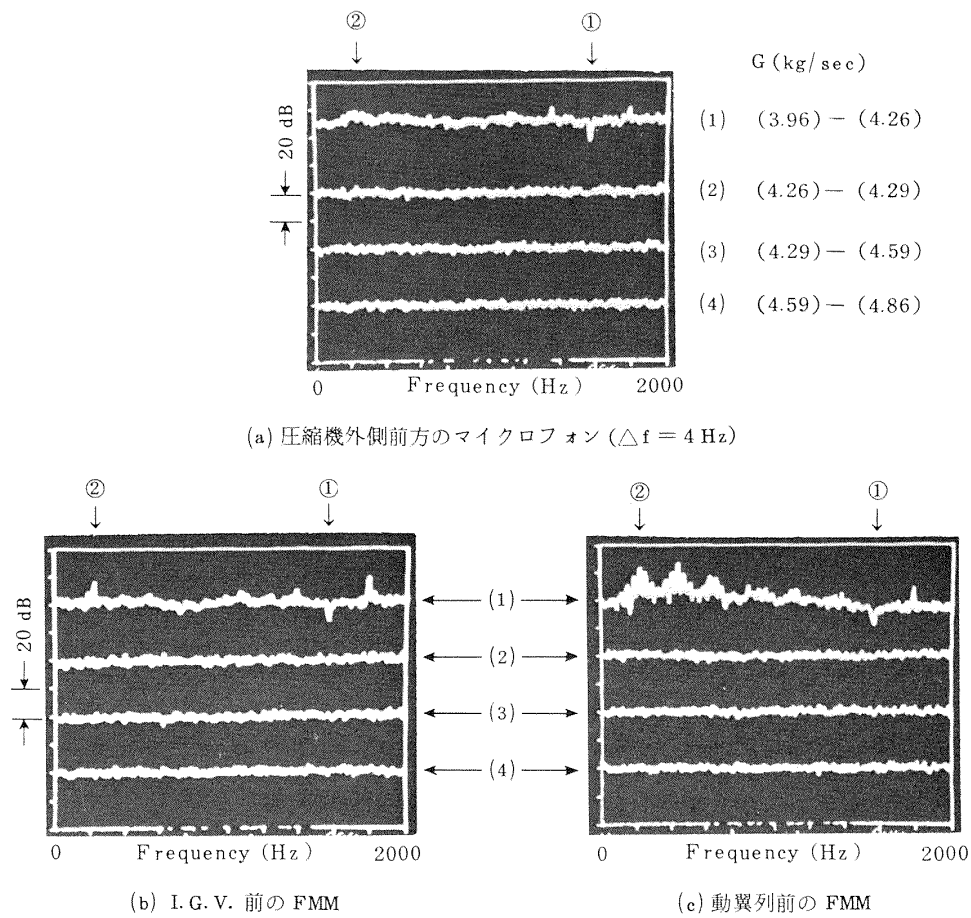


図 19 流量の違いによるスペクトル差 $N = 2600 (\text{rpm}) ; \text{ID-NET}$

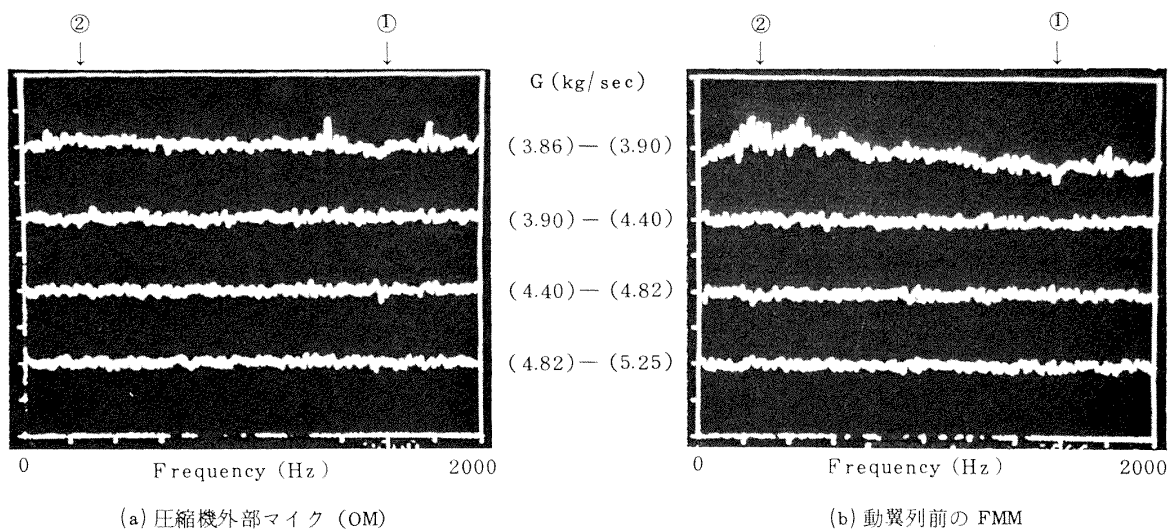


図 20 流量の違いによるスペクトル差 $N = 2600 (\text{rpm}) ; \text{ID-MASK}$

(2) インレット・ディストーションの強弱による旋回失速発生までの相違

前節(1)に一部述べてあるので、ここではインレット・ディストーションの NET と MASK の場合の比較を行なう。ID-NET は、圧縮機入口断面積の 1/3 に全網を張ったものであり、ID-MASK 1/3 の流れを遮ったものであり、図 11 から解る様に、MASK の方がディストーションが強い。特性曲線上の翼失速発生点は、ディストーションの強弱に関係なく最高圧力点の直前である(図 13×印)。時間領域での分析の比較では、ID の強弱に関係なく、翼失速→旋回失速の成長過程は同様である。しかしこれは前述した様にディストーションのない場合(NO-ID)に比べて波形の振幅が小さく、明確性に欠けている。

次に、図 17, 18 の音圧スペクトルの結果から、内部現象がほぼ対応すると考えられる。ID-NET における $G = 4.260$ (kg/sec) に対する ID-MASK における $G = 3.901$ (kg/sec) および ID-NET の $G = 3.955$ (kg/sec) に対する ID-MASK の $G = 3.862$ (kg/sec) の相互比較を行なっても、両者に特に目立つ相違はない。図 19 と 20 のスペクトル差では、両インレット・ディストーションとも、FMM では明確にとらえている旋回失速が外部マイクでは明確でなく、判別が難しいという結果を等しく得ている。また、圧縮機内 FMM でも、IGV 前の位置ではその失速信号を充分とらえ得ず、動翼列前の位置では、はっきりと信号をとらえている。この結果も NET と MASK の間に本質的な差はない。

全音圧レベルおよび、1 次翼通過周波数 f_{B1} の成分の、失速による変化は、O.A.SPL では増大、 f_{B1} 成分では減少となって現われ、これもインレット・ディストーションの強弱による基本的な差はない。

3.3 圧縮機内マイクと外側マイクによる信号のクロス・スペクトル分析

図 21, 22, 23 は、インレット・ディストーションの無い場合と NET および MASK のディストーションを与えた場合の、a) 動翼列前位置②の円周位置の異なる 2 個の FMM, b) 動翼列前の FMM と外部マイクとのそれぞれのクロス・スペクトルを各弁開度位置において示した。回転数は $N = 2600$ (rpm) である。当然の事ながら、1 次動翼列翼通過周波数 ($f_{B1} = 1560$ Hz; 図中①の周波数) および、旋回失速の周波数(図中②)において強い相関を示している。しかし、その他は特にこれと言った特徴はなく、非定常現象発生初期に当る $G = 4.38$ (kg/sec) においても、現象を示す徴候はないため、クロス・スペクトルによる相関分析を用いたの新しい監

視のための資料は得られないと言える。

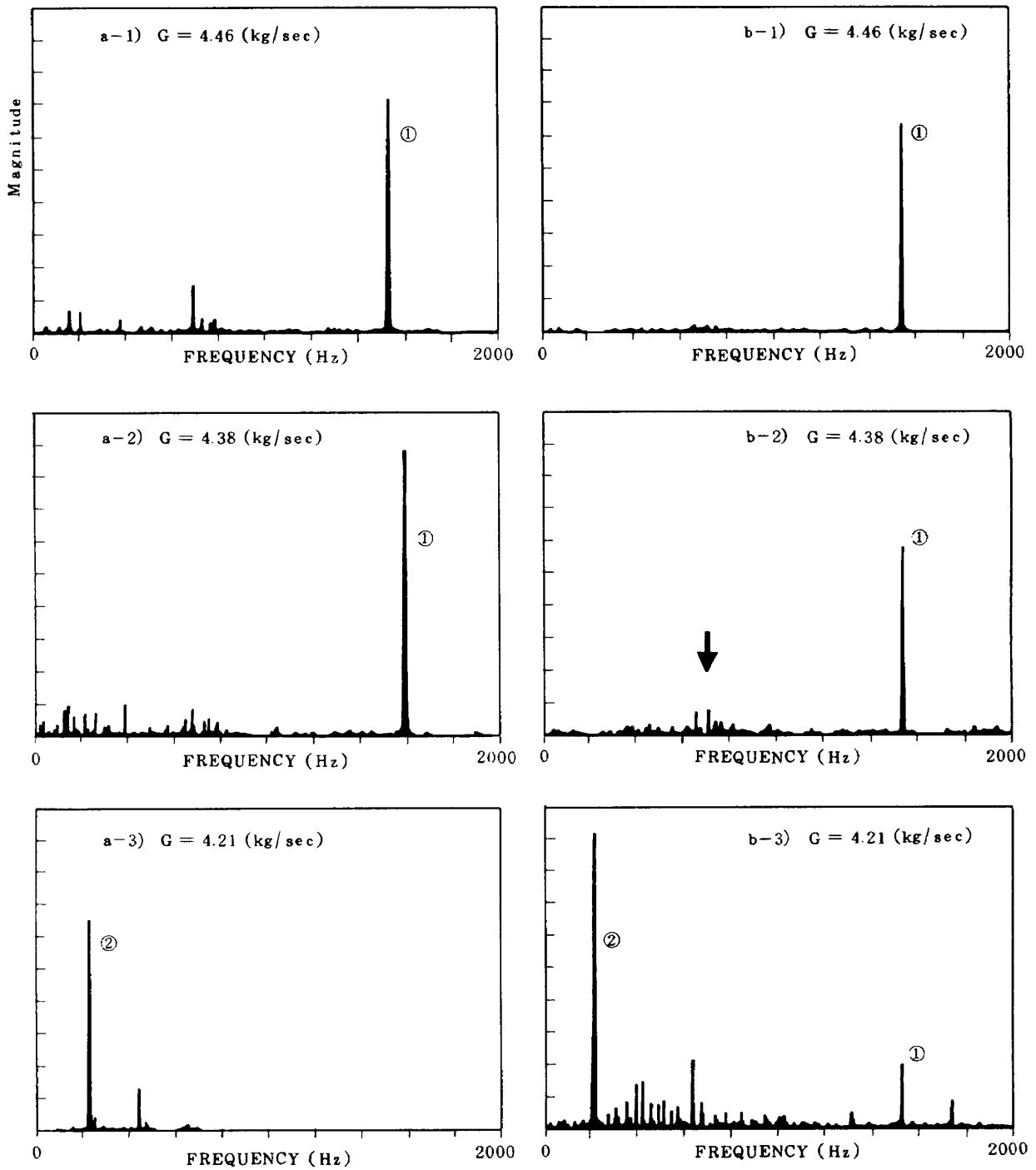
図 22, b-2) において ↓印で示した 1 次翼通過周波数 f_{B1} の約半分の周波数成分に関して、参考文献 10) で旋回失速前にこの様な周波数成分が生じ、旋回失速の予測に役立つと述べられているが、この成分は、旋回失速よりかなり安全側においても存在し(図 22 a-1)), また、インレット・ディストーションのある場合には、それが明瞭でなくなる(図 22, 23)ため、この現象については、今後より詳細に検討する必要があると考えられる。

3.4 圧縮機内マイク(FMM)と外側マイク(OM)による非定常現象確認の範囲について

以上の様に、圧縮機内のマイク(FMM)単独で、翼の失速(初期非定常現象)、旋回失速の発生を明確にとらえることが可能であることが明らかとなり、また、旋回失速の発生時には、1 次翼通過周波数成分の低減、O.A.SPL の増大などが見られ、これらは、異なる流量間のスペクトル差をとることによって明確となった。旋回失速の失速領域数(セル数)は、同一断面に一定の距離を置いて設置した 2 つの FMM による信号の位相差から算出することが出来た。これらのことはインレット・ディストーションの有無および強弱にかかわらず成立する事柄であった。ディストーションの圧縮機内部における様子を知ることは、本論文の主旨ではないが、實際上、上記 2 個の FMM によって感知する 1 次翼通過周波数成分の円周方向モードの変化によってそれを知る方法がある。しかし本実験では、ディストーションを円周方向 2 ケ所の軸対称形としたため、圧縮機の入口部ストラット 4 本、翼列翼枚数が全段各 36 枚と全て偶数であることから、これらの干渉によって発生する円周方向モードは同一となる。^{12),13)}従って、この方法によるインレット・ディストーションの状態の把握は出来なかった。

圧縮機外部のマイク(OM)によっては、ディストーションの無い場合に、旋回失速の発生を明瞭にとらえることが出来たが、初期非定常現象および、ディストーションのある場合の旋回失速の発生を明確にはとらえ得なかった。旋回失速は、異なる流量間のスペクトル差をとることでディストーションのある場合でも把握することが可能である。

しかし、これらのマイクによる方法では、初期の非定常現象は時間領域による分析でのみとらえることが出来、計算機処理等に便利な周波数領域による分析では殆んどとらえることが出来ない。これは失速現象が単発の独立的であるためだが、この現象を圧縮機の運転状態ととらえ、失速を予知・予防することのためには、何らかの新



a) 動翼列前の2つのFMM 1とFMM 2の
クロススペクトル (CPS)

b) 外部マイク (OM) と動翼列前のFMM
とのクロススペクトル (CPS)

図 21 クロススペクトルの流量による変化 (N = 2600 rpm, NO-ID)

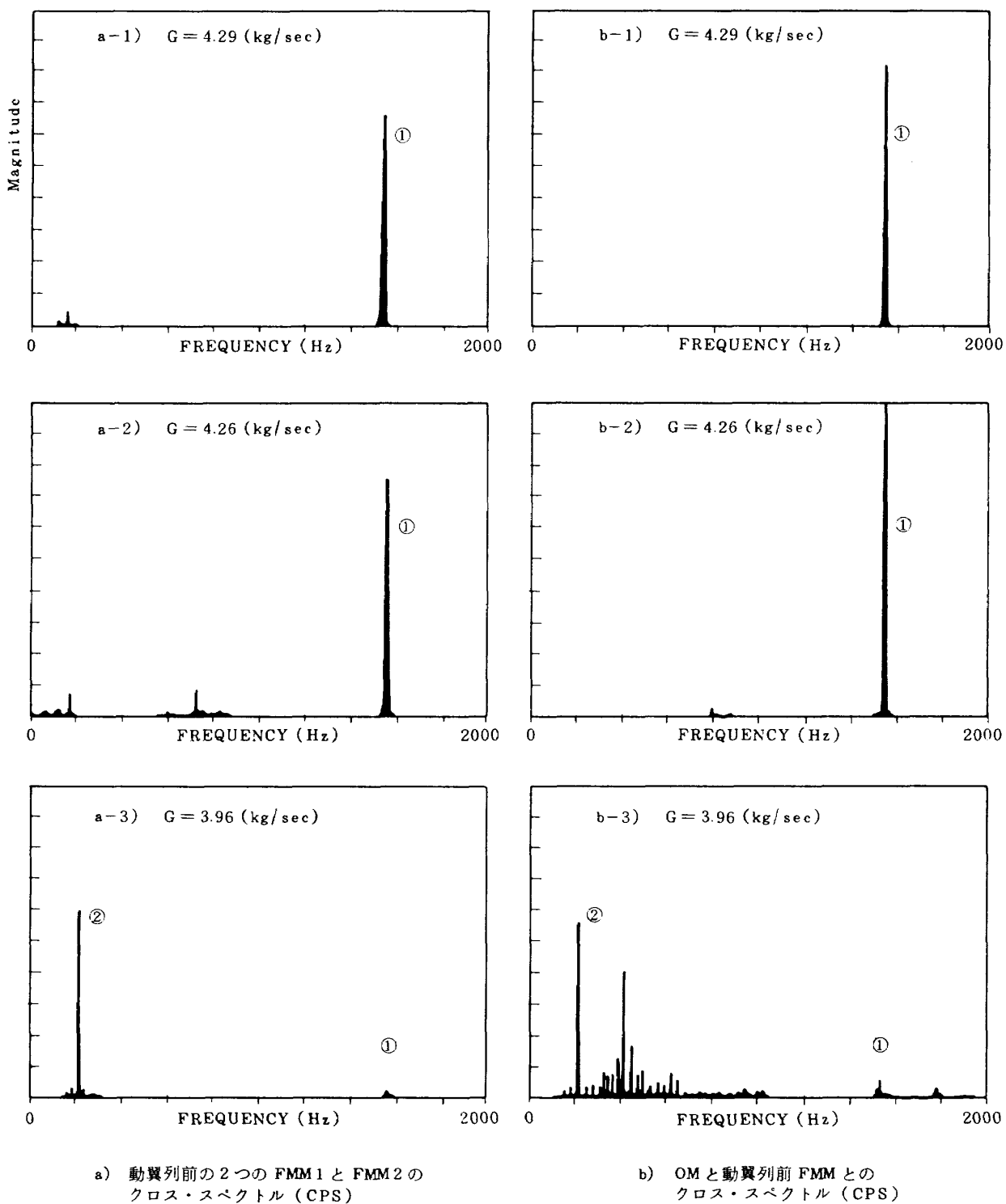


図 22 2 信号のクロススペクトルの流量による変化 (N = 2600 rpm, ID-NET)

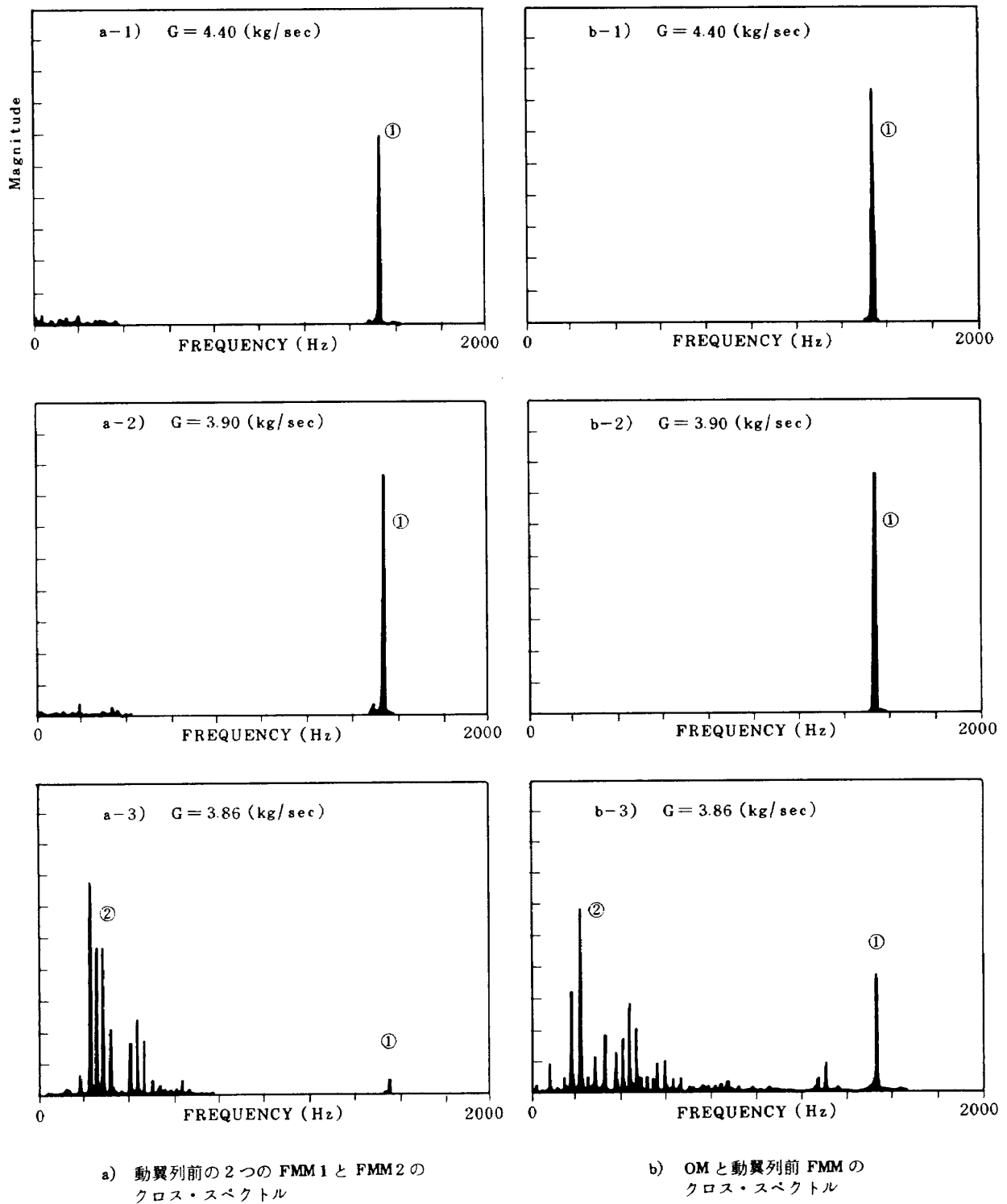


図 23 2つの信号のクロス・スペクトルの流量による変化 (N = 2600 rpm, ID-MASK)

しい検討が加えられなければならない。

第4章 結論

インレット・ディストーションの有無および強弱も含めた音および圧力変動の計測による圧縮機の非定常現象の監視に関して、単段軸流圧縮機を用いて実験を行なった。ここでは現象の把握ではなく監視することを目的とし、圧縮機の内部流れに影響を与えない方法として、壁面のフラッシュ・マウンティド・マイクロフォン(FMM)による音圧測定と、圧縮機外の音響測定とを行なって、非定常現象監視の可能性を検討した。また同時に、熱線風速計を翼失速の把握のために用いた。実験によって得られた信号を、時間領域および周波数領域において分析した。

この結果、次の様なことが明らかになった。

- (1) 圧縮機の流量減少に伴って、旋回失速に至る前に単一の失速領域が1～数回転の短時間に現われ、この現象をFMMおよびHWでとらえることが出来た。
- (2) インレット・ディストーションの有無又は強弱によって上記(1)の事項に本質的变化はない。
- (3) 外部マイクによっては、上記(1)はとらえられず、旋回失速をとらえることが出来るが、インレット・ディストーションがある場合には、その把握がやや不明瞭となる。
- (4) 旋回失速は、時間領域および周波数領域どちらの分析によってもとらえられるが、その直前の非定常現象は、時間領域の分析によってのみとらえられる。
- (5) 音響による非定常現象の監視は、内部流れへの影響がなく、また圧力レベル、風速、乱れの大きさなどに殆んど無関係に測定可能であるため、簡便で汎用性に富むと考えられる。

この様な監視計測は、計測方法も容易であり、ファン、タービン等においても有効であると考えられる。

なお、この研究の実験は、東京大学宇宙航空研究所の装置を一部使用させて戴いて行なったもので、御指導して戴きました田中英穂教授ならびに、この研究の機会を与えて下さった本研究所、松木正勝原動機部長、鳥崎忠雄航空機公害研究グループ総合研究官に深く感謝の意を表します。

引用文献

- 1) 高田浩之；多段軸流圧縮機の旋回失速，東京大学航空研究所集報第2巻，第6号（昭36）PP. 305—395
- 2) M. C. Huppert and W. A. Benser; Some Stall and Surge Phenomena in Axial-Flow Compressors, J. Aero. Sci., pp. 835 ~ 845 (1953/12).
- 3) M. D. Wood, J. H. Horlock & E. K. Armstrong; Experimental Investigation, Aero Quarterly, Vol. 11, Part 2, pp. 159 ~ 170 (1960/5).
- 4) H. W. Emmens, C. E. Pearson and H. P. Grant; Compressor Surge and Stall Propagation, Trans. ASME, Vol. 77, No. 4, pp. 455 ~ 469 (1955/5).
- 5) A. D. S. Carter and D. A. Kilpatrick; Self-excited Vibration of Axial-Flow Compressor Blades, Proc. Inst. Mech. Engrs. Vol. 171, No. 7, pp. 245 ~ 281 (1957).
- 6) 梶昭次郎，岡崎卓郎；圧縮機流れにおける軸流機翼のフラッタ，機械学会論文集，38巻309号（1972/5）P. 1023
- 7) 永野三郎，高田浩之；旋回失速の非線形解析，機械学会論文集，37巻，296号（1971/4）PP. 687—696，37巻，298号（1971/6）PP. 1145—1165
- 8) 小林 紘，田中英雄；翼列フラッタに及ぼす動・静翼列の干渉効果，日本機械学会論文集，40巻334号（昭49—6）PP. 1615—1626，41巻346号（昭50—6）PP. 1770—1780
- 9) 小林 紘，大山耕一，田村敦宏，菅原 昇；高圧多段軸流圧縮機の非定常現象の監視に関する研究，第16回航空原動機講演会講演論文集（昭和51年2月）
- 10) C. Reid; The Response of Axial Flow Compressors to Intake Flow Distortion, ASME Paper 69-GT-29 (1969).
- 11) A. E. Fuck and M. Kirgery; Instrumentation for Airbreathing Propulsion, pp. 115 ~ 131 (1974), M.I.T.
- 12) J. M. Tyler and T. G. Sofrin; Axial Flow Compressor Noise Study, Trans. of SAE, pp. 309 ~ 322 (1961).
- 13) B. D. Mugridge; Axial Flow Fan Noise Caused by Inlet Flow Distortion, Jour. of Sound and Vib., Vol. 40, No. 4, pp. 497 ~ 512 (1975).

航空宇宙技術研究所報告 529号

昭和53年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
