

UDC 533.6.071:
533.69.048.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-335

航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験

廣末健一・北村清美
村上義隆・進藤重美

1973 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|----------|--|
| TR-321 | 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究
(第1報 空冷タービンの設計および全体性能に関する実験研究)
Cold-Air Investigation of an Air-Cooled Axial-Flow Turbine (Part 1 Turbine Design and Overall-Stage Performance without Supply of Cooling Air) | 1973年12月 | 山本孝正, 高原北雄
能瀬弘幸, 井上重雄
臼井弘, 三村富嗣雄 |
| TR-322 | IC 演算増幅器を利用した乱流頻度計
Application of Integrated Circuit Operational Amplifiers on Turbulence Intermittency Meters | 1973年6月 | 綿貫忠晴, 佐藤淳造 |
| TR-323 | 月と太陽の引力の作用下にある地球の人工衛星の運動に関する研究
The Study on the Motion of an Artificial Earth Satellite under the Gravitational Attraction of the Sun and Moon | 1973年7月 | 武内澄夫, 松島弘一 |
| TR-324 | 偏揺れ振動するT型尾翼に働く, 非定常ローリングモーメントの測定
Measurement of Rolling Moments Acting on the Stabilizer of T-tails Oscillating in Yaw | 1973年6月 | 市川輝雄, 磯貝紘二
安藤泰勝, 江尻宏 |
| TR-188T | 浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差
Analysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating Gyro | 1973年6月 | 大月正男, 新宮博公
田畑浄治, 鈴木孝雄
円居繁治 |
| TR-325 | ロケットの分離特性に関する研究
Some Investigation on the Separation Characteristics of a Two-Stage Vehicle Model | 1973年7月 | 宇宙研究グループ |
| TR-326 | 電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究
Experimental Investigation on 5cm Mercury Electron Bombardment Ion Engine | 1973年7月 | 中村嘉宏, 東久雄
宮崎勝弘 |
| TR-327 | ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱
On the Liner Heat Transfer of Gas Turbine Combustor | 1973年7月 | 相波哲朗 |
| TR-328 | 連続板の振動
Natural Frequencies of Continuous Plate | 1973年7月 | 林洋一, 川井忠彦 |
| TR-329 | ジェットエンジン用薄肉組立ロータの曲げ剛性(静荷重試験と振動試験による測定と有限要素法による計算)
Flexural Rigidity of the Thin Walled Build-up Rotor for the Jet Engine (Measurement by Static Load Test and Vibration Test and Calculation by Finite Element Method) | 1973年7月 | 宮地敏雄, 小河昭紀
貝谷昌二, 祖父江清 |
| TR-330T | 線形シェル理論について
On the Linear Theory of Thin Elastic Shells | 1973年7月 | 古賀達蔵, 戸田勸 |
| TR-331 | 非線型層流安定理論と数値計算
(第1報 ベキ級数展開による Orr-Sommerfeld 方程式の数値解法)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations
—Part 1 A Power Series Method for the Numerical Treatment of the Orr-Sommerfeld Equation— | 1973年7月 | 伊藤信毅 |

目 次

1. ま え が き	1
2. 基 本 計 画	2
2.1 突風気流発生関係	2
2.1.1 突風発生方法	2
2.1.2 模型の大きさ	2
2.1.3 風速に対する要求	2
2.1.4 可動翼列の変角範囲, 形状寸法等	2
2.2 一様流発生関係	2
2.2.1 基本となる風胴に対する要求	2
2.2.2 計測装置	3
2.3 風胴の性能諸元	3
3. 風胴装置の概要	3
3.1 風胴胴体	3
3.2 測定部	5
3.3 送風機および電気設備	5
3.4 突風発生装置	8
3.5 天秤	15
3.6 データ処理装置	17
4. 風 胴 特 性	19
4.1 突風気流の特性	19
4.2 設定風速試験	22
4.3 動力係数	23
4.4 気流温度上昇試験	23
4.5 測定部風速分布	23
4.6 測定部中心軸上の静圧勾配	25
4.7 気流の乱れ	27
4.8 その他	27
5. あ と が き	27
文 献	27
付 録	28

航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験*

廣末健一**・北村清美**

村上義隆**・進藤重美**

Design and Development of the Gust Wind Tunnel at the National Aerospace Laboratory

By Kenichi HIROSUE, Kiyomi KITAMURA, Yoshitaka MURAKAMI
and Shigemi SHINDO

The objective of this paper is to present a description of the gust wind tunnel, completed in March 1972, at the National Aerospace Laboratory.

The tunnel is of single return type and used for the tests under the normal atmospheric pressure.

It is equipped with two interchangeable test sections with 2m square cross section; the one is a normal closed test section, and the other is a semi-closed (closed sides, open top and bottom) test section with gust generators.

The latter is used for the simulated tests of aircraft gust response, gust load and etc..

The tunnel is also equipped with the six-component pyramid-type balance and a data processing system.

The gust in the test section is generated by oscillatory cascade wings installed at the upstream part of the semi-closed test section, and simulates one dimensional vertical gusts with various frequencies and amplitudes.

The vertical component of the resulting airflow appeared to well follow the desired command signal and was understood to be capable of satisfactorily simulating various gusts.

For the normal closed test section, the maximum capable speed was 67m/sec, the turbulence factor was 1.02, and the velocity deviation within a cross section was suppressed within $\pm 1\%$ of the mean velocity at that section.

1. ま え が き

周知のように、航空機は飛行中さまざまな突風に遭遇する。強い乱気流は、はなはだしい場合には飛行機の構造部材を破壊して直ちに空中分解させるにいたることは勿論であるが、そのように強い乱気流でなくても飛行機の寿命に大きな影響を及ぼし、時としては操縦を誤らせ、悲局にいたらせることも少くない。1966年、大型輸送機の突風によると推察される事故が国の内外で頻発したのを契機として、突風の航空機に及ぼす影響の重要さが再認識され、乱気流中の航空機の応答とその操縦、飛行機の主翼、尾翼にかかる荷重と強度、突風影響軽減等に関する研究が見直されるように

なった。それらの問題究明のためには、系統的な実験データ、とりわけ航空安全をおびやかすような強い乱気流中の実験データを必要とするが、安全で経済的であり、且つ比較的効率良くこれらのデータが得られる設備として、突風風洞の設置が強く望まれるようになった。

航空宇宙技術研究所では、これに対処して、航空機の突風応答、突風荷重の研究用施設として、突風風洞を建設することとなった。

突風風洞は、昭和42年末頃より企画立案が開始され、以後風洞の規模、構造寸法、性能などの検討がなされ、昭和45年度に建設に着手し、昭和47年3月に完成した。

風洞は完成後、直ちに各種の研究に使用され、現在にいたっているが、その間隙を利用して風洞の性能試

* 昭和48年7月20日受付

** 新型航空機研究グループ

験を実施した。

ここに突風風洞の計画，構造概要および実施した風洞の性能試験結果等について報告したい。

2. 基本計画

突風風洞を計画するにあたり，留意した点，基本的な考え方を列挙すればつぎのとおりである。

2.1 突風気流発生関係

2.1.1 突風発生方法

突風発生方法としては，通常の回流型風洞の風路内に可動翼列をおき，翼列の迎角を一樣に変角させることによって測定部の一様流を偏向し，上下突風成分を持った風洞気流を作る方式をとっている。この方法によれば，翼列の動きを制御することによって，各種の振動数，振動波形を持った周期的突風，およびランダム波状突風の発生が容易にできる。

振動波形としては，正弦波，三角波，矩形波およびランダム波形が得られれば良いとし，加振振動数は高い風速においても動的相似が得られるよう，可能な限り高い振動数範囲まで変化できることを目標とした。

他の方法としては，風洞の吹口を上向きとし，その上向き気流の中に模型を走行投入して試験する垂直風洞の一型式¹⁾があるが，この方法は一樣な垂直突風の発生に適しているものの，週期的突風，ランダム波状突風のような任意の形状を持たせることが容易でなく，尾翼などの部分模型による実験，風洞の多目的使用に適さないので採用しなかった。

2.1.2 模型の大きさ

模型は突風気流の中での機体の運動を可能にするため，動的相似につくられた全機模型が使用できること，且つ主翼荷重，尾翼荷重の測定が容易にできる大きさとして，模型の翼幅は 1.5 m 程度が必要である。

2.1.3 風速に対する要求

模型の運動，変形を入れた実験での相似則はレイノルズ数よりも無次元振動数の一致に重点がおかれる。この場合，模型の寸法は縮尺によって小さく，また固有振動数もむやみに高くすることができないから，実験は低速で行なわれることが多く，30 m/s 以上の高い風速を必要としない。しかし低速領域にいたるまで広範囲の風速制御のできることが必要で，突風実験の風速範囲としては 5~30 m/s を考えることとした。

一樣流の風速変動および乱れは，できるだけ小さくして突風成分の分離が明瞭になるようにする必要がある。そのためには大きな絞り比（縮流洞の出口，入口の断面積比）の採用，整流金網の使用などが有効であ

る。

2.1.4 可動翼列の変角範囲，形状寸法等

突風実験における試験風速： $\tilde{U}=5\sim30$ m/s

可動翼列の偏向角： $\alpha=0\sim\pm0.1$ rad

上下突風速度： $w=\tilde{U}\times\tan\alpha$
 $=0\sim\pm0.1\tilde{U}$ (m/s)

正弦波状突風の振動数： $f=0\sim20$ Hz

として計画を進め，可動翼列の翼弦長を 200 mm，翼列のピッチを 155 mm に決定した。その翼弦長，ピッチの寸法を決めた根拠は，付録の“振動する翼列の後流について”に基づいている。

低い加振振動数では，油圧パワに余裕を生ずるから 0.1 rad 以上の加振が可能である。上下突風速度は翼列の加振角に比例して増減するので，最大偏向角を ±0.15 rad とすることにした。この角度範囲では翼の揚力曲線は直線であり，駆動機構にもさ程無理は生じない。

風洞の吹口は，可動翼列を使用する関係で矩形または正方形であることを要する。

可動翼列の作働中の撓みは，歪の少ない突風気流を得るため，翼の剛性を高めてできるだけ小さな値にする必要がある。翼の最大撓みは 0.3 mm 程度におさえることにした。この値は，翼幅を 1 m，両端支持とし，風速 25 m/s，翼列の常用偏向角 0.1 rad とした場合の静撓みに相当し，ヘリコプタ・ブレード並に製作することにより，10%程度の薄翼を用いても強度剛性の面から十分実現可能な値である。空気力による翼の捩れは 25% 弦長を支持することにより十分小さくでき問題にならない。

吹口の幅は，翼列を吹口の中央でも支持するようにして，2 m とすることにした。

この中央支柱による後方気流の攪乱を少くするため，支柱の厚さは可能な限り薄くし，且つ前端および後端を流線形に整形する。実際の実験においては，模型の胴体がこの部分に来ることになるから，翼が受ける影響はより小さなものであると考える。

2.2 一樣流発生関係

突風風洞は突風発生機構を除けば，通常の低速風洞が基になっているので，突風実験以外の風洞実験に使用することも可能である。普通風洞としての使用に対する要望もかなりあるので，できるだけその目的に沿うよう計画を進めることにした。

2.2.1 基本となる風洞に対する要求

普通風洞としては，突風気流の側から要求される点を考慮して，気流の特性が良好で，模型製作および試

験作業が手軽にできる点に主眼をおき、建設費の面からの制約もあるので、むやみに高い試験風速、レイノルズ数を狙わないことにした。試験レイノルズ数は必要最下限とされる 10^6 程度が得られれば良いとし、試験風速は多目的使用を考え $5\sim 60\text{ m/s}$ 、 50 m/s を越える風速については 30 分定格で良いことにした。測定部の形状寸法は、突風発生翼列の作動中の撓みなどから、吹口の幅が 2 m に決められているので、高さも等しい正方形とすることにした。長さは通常の航空機を対象に考え幅の 2 倍長あれば十分とし、 4 m とした。

測定部の気流の分布を良くするため、比較的大きい値の絞り比、細目の整流格子、整流金網を使用して、測定部の風速分布は同一断面において平均風速の $\pm 1\%$ 以内、気流の乱れ度は 0.1% 以内にする 것을目標とした。送風機回転数の制御精度を最大回転数の 0.1% 以内に保つことはさ程困難ではないと考えた。

2.2.2 計測装置

計測装置としては、先づ突風実験の基礎となる模型の 6 分力、動圧、静圧、気流温度など静的量の計測、データ取得ができ、計測量の無次元係数化の計算処理が行える六分力天秤、データ処理装置を備える。専用の電子計算機を設けるが、電子計算機を有効に利用するため、風洞実験のデータ処理計算はオフ・ライン形式とする。なおこのデータ処理装置は静的量の測定のみならず、時間的に変化する非定常量の測定も可能なようにしておく。

突風実験用の計測装置、例えば模型に搭載する計測用機器、テレメータ装置などについては今回特に考えず、これらは将来の実験目的に合せその都度設けることにした。

測定精度は、力に対して 0.5% 、動圧について気流温度も含めて 0.5% 、データ処理機器に対して 0.1% 程度を要求してもさ程困難とは思われないので、これらの値を目標とした。

2.3 風洞の性能諸元

先に述べた基本的な考え方、検討結果から、突風風洞の規模、主要諸元構成および仕様などをつぎのように決定した。最高風速、最低風速については性能試験結果の値が示してある。

1) 風洞胴体

- (1) 型 式：横置、単回路、回流型
- (2) 測定部：断面 2 m 正方形、長さ 4 m
- (3) 風 速：最大 67 m/s 、常用 $3\sim 50\text{ m/s}$
- (4) 絞り比：9

- (5) 送風機：軸流一段、電動機直結型、
直径（ケーシング内径） $3,520\text{ mm}$
動翼 10 枚、後置静翼 8 枚
回転数 $20\sim 475\text{ r.p.m.}$
- (6) 電動機：可変周波数同期電動機
出力 $200\text{ kW}/250\text{ kW}$
(連続/30 分)

2) 突風発生装置

- (1) 構 成：突風用カート、電気油圧装置
- (2) 突風波形：正弦波、三角波、矩形波、ランダム波状の各突風
- (3) 突風速度およびその周期： $0\sim \pm 4.5\text{ m/s}$ 、
 0.05 sec 以上

3) 付属設備

- (1) 天 秤：ピラミッド型、6 分力天秤
- (2) データ処理装置：処理能力、アナログ 28 チャンネル、ディジタル 12 チャンネル、
構成；入力処理部、データ処理部、
中央操作卓、電子計算機システム。

3. 風洞装置の概要

3.1 風洞胴体

突風風洞全体の平面図および立面図の一部を図 1 に、その外観を図 2 に示す。風路長は中心線間延べ距離で 94 m 、中心線の高さは地面上 2 m 、建物の床面上 1.8 m とした。

縮流洞、送風機部および第一拡散洞の一部は鋼板溶接構造とし、屋外にあるその他の大部分は、ラーメン構造のコンクリート製とした。この理由は鋼板製に比べて安価であること、また防音、断熱に対しても有利なためである。

送風機部胴体の外面には防音用として、厚さ 50 mm のグラスウールを巻きつけ、その上に厚さ 25 mm のモルタル被覆を施している。

胴体の断面形状は大部分正方形で、送風翅にいたる部分のみ正八角形断面を経て円形断面に変化させている。

拡散洞の拡がり角は、平面図において、片側 3.5° 以下になるようにしたが、断面形が各セクションによって異なっているので、等積円に置き換えて求め直して見ると第 1～第 4 拡散洞の順に 3.3° 、 0° 、 3.9° 、 4.0° となっている。

各屈曲部に設けた変流翼は、気流を損失少く一様に 90° 偏向できる形状で、且つ工作が容易な円弧と直線を組み合わせた厚さ 9 mm の鋼板製の簡単な構造であ

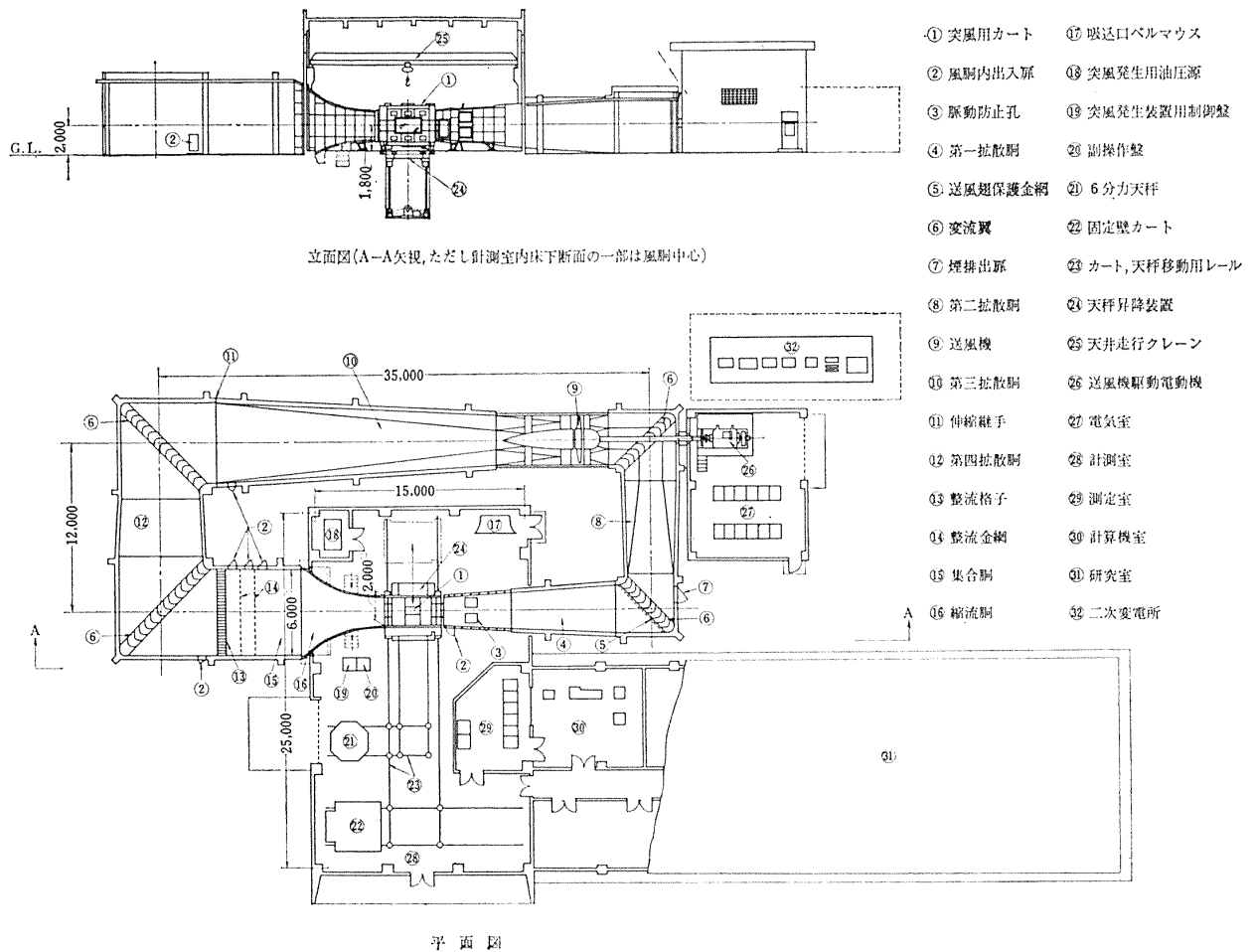


図 1 突風風胴平面図および立面図

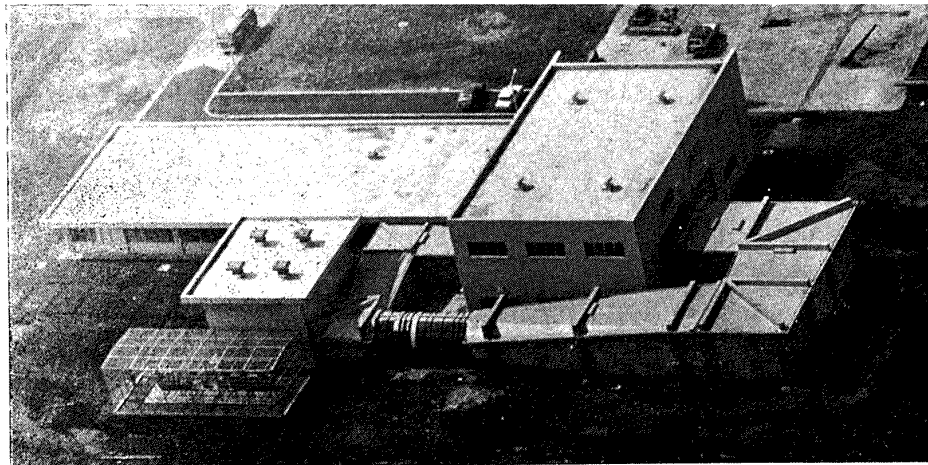


図 2 突風風胴外観図

る。その枚数は第 1～第 4 屈曲部の順にそれぞれ、9, 9, 13, 15 枚とした。

集合胴には、整流格子および整流金網を 2 枚取り付けている。整流格子は厚さ 0.4 mm の薄鋼板製で気流方向の奥行 459 mm, 一つの断面が高さ 50 mm, 底辺 90 mm の三角形である。

整流金網 2 枚はいずれも継目の無いステンレス製で、上流側が 14 メッシュ (素線径 0.5 mm), 下流側が 30 メッシュ (素線径 0.3 mm) のものを 1 m の間隔をおいて取り付けている。

縮流胴の絞り比は、風速の均一化をより良くするため、比較的高い値の 9 を採用した。その線図は気流の

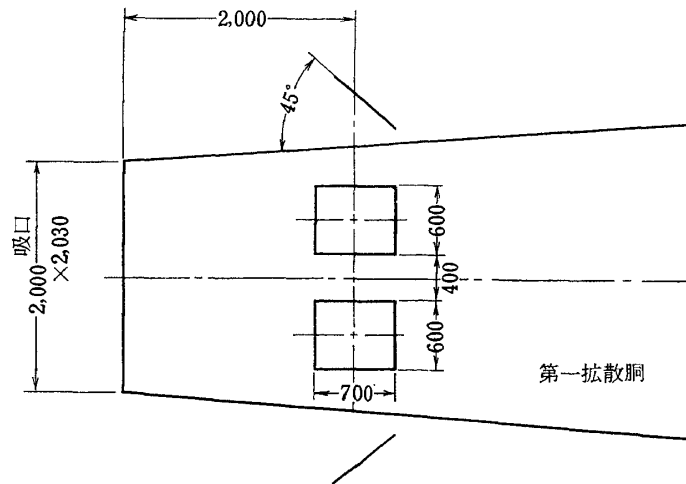


図3 脈動防止孔

加速度が入口および出口の両端で零、両端の間を \sin^2 で変化し、且つ中間で最大値となる計算式^{2),3)}に基づいて求められている。

突風を発生させたとき、または測定部を開放状態としたとき、気流が脈動することが予想されるので、第一拡散胴に図3に示したような開度が調節できる脈動防止孔を各面に2個ずつ計8個を取り付けている。

その他煙実験を実施したときの煙排出扉1ヶ、風路の何の部分にも入れるよう点検用マンホール5ヶ、測定用カート内出入扉1ヶ、送風翅保護金網等が設けられている。

3.2 測定部

測定部は前述のように吹口の断面が2mの正方形、長さが4mで、突風実験以外に使用する場合、密閉式とするのが標準状態である。吸込口の形状寸法はこれに基づいて決めている。すなわち気流の拡散角は、乱流とした場合の平板の境界層の厚み⁴⁾の分だけ考え広げている。実際には下面に6分力天秤を挿入するため、下面を水平にする必要があるから、対称性を考えて上下面を水平とし、左右壁で全体の拡散をとっている。吸込口の寸法は2,000×2,030 mmである。

固定壁カートは自走式で、押ボタン操作によりレール上を移動できるようになっている。固定壁カートを測定部に移した場合、上流側にできる10 mmの隙間は吹口についているルーズ・フランジで気密にできる。下流側にできる20 mmの隙間はそのままとし、測定部内の圧力を大気圧に短絡するようにしている。

測定部に固定壁カートをセットした場合の写真を図4に示す。

なお吸込口の形状寸法はそのまま、吸込用ベルマ

ウスを取り付けることにより、自由噴流としても使用できるようになっている。その場合第1拡散胴の一部を取り外すことになる。これらの関係を図5に示す。

固定壁の測定部を自由噴流として使用する場合には吹口の2段絞り⁵⁾または拡散胴を可変形状にしないと不都合を生ずるが、あえてこれらの方策をとらないでベルマウスの取り付けのみにとどめた。

その他、測定部に関連する附属機器として、カートおよび天秤移動用のレール、天秤を固定壁カートの下面にセットするための天秤昇降装置、ベルマウス、天秤ストラット取り付け用の天井走行クレーン等が設置されている。それらの配置は図1に示した通りである。

移動用レールの交差部には直径300 mmのターンテーブルが設置されていて、車輪の前進方向を90°転回させることができる。もちろん固定壁カート、天秤の車輪アーム軸は回転可能になっている。

天秤昇降装置は4隅にねじを切った柱を立て、それを減速モータ、チェーン、傘歯車を持った伝達軸で駆動し昇降台を上下させる。昇降できる定格重量は5 t、昇降台の寸法は3 m(気流方向)×4 m、揚程は2.4 mで、任意の高さに停止、固定をすることができる。

天井走行クレーンはオーバヘッド型で揚量2.5 t、揚程6 mで、走行レールの間隔13.65 m、レールの全長25 mである。

3.3 送風機および電気設備

送風機は、固定ピッチの単段軸流送風機で、第2屈曲部の下流に配置し、電気室に据付けられている交流可変速電動機に直結し駆動される。

動翼は、直径3,504 mm、10枚翅で、静翼は8枚

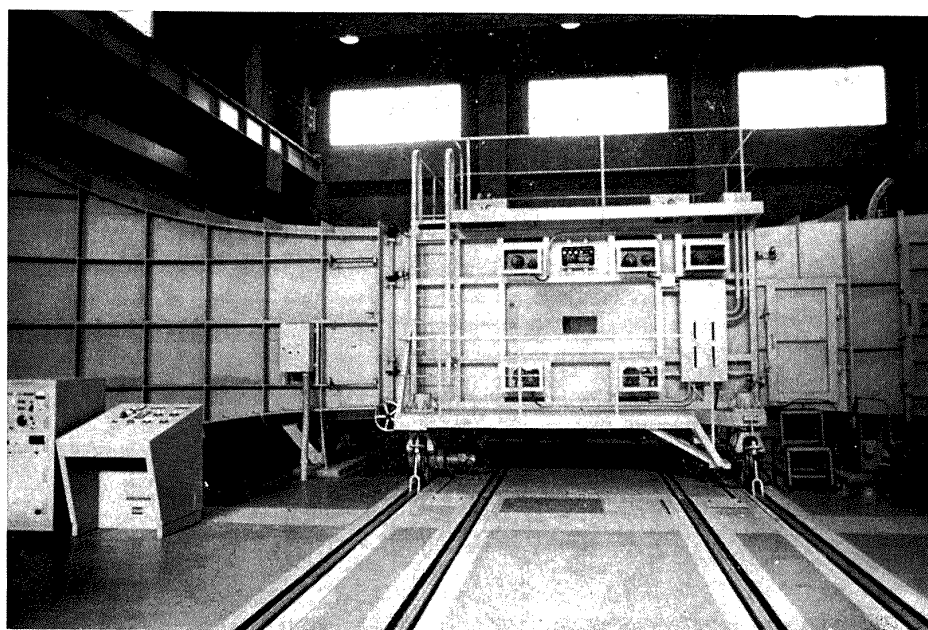


図 4 測定部（固定壁カート使用）

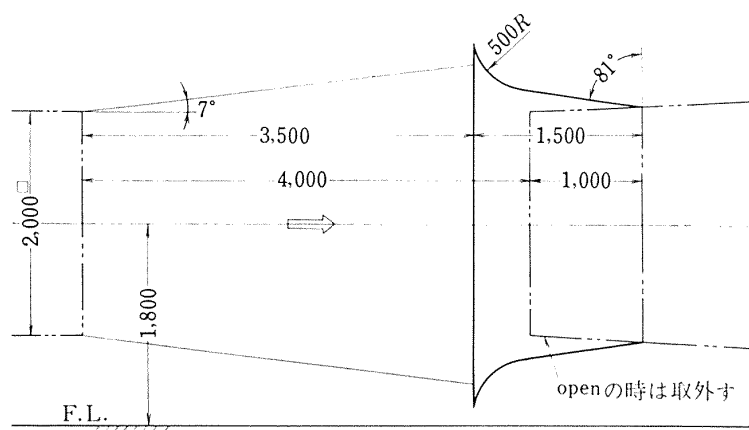


図 5 測定部開放用のベルマウス

で動翼の下流側にある。送風機および伝達軸の軸受には自動調心ころ軸受を使用して維持管理を容易にした。送風機部の構造概要を図6に示す。

送風機駆動用電動機としては、商用周波数の交流電源から直接可変周波数の交流電源を得るサイクロ・コンバータによって同期電動機を駆動するブラシレス可変速電動機（三菱 CS 型サイリスタモータ）を使用している。本電動機採用の理由は、直流機と同じように広範囲の速度制御が無段階にでき、従来の直流機の静止レオナード制御と比べても同等の制御性能を有していること、また任意の速度で容易に回生制動トルクを発生するからこれを制動用として利用できる上に、ブラシが無くしかも制御装置は完全に静止化、無接点 IC 化されているため保守点検が容易である等による。

CS 型サイリスタモータに電源を供給するサイクロ

コンバータ (c/c) は、可変電圧機能と、可変周波数機能の両方を有している。その可変電圧機能は電機子電圧を制御 (α 制御と呼ぶ) し、これによってモータのトルクおよび回転数を変える役目をする。また可変周波数機能は電動機軸に直結の分配器の信号により、二次的に設定制御 (r 制御と呼ぶ) され同期運転の役目をする。

CS 型サイリスタモータは、原理的には従来の同期電動機と同一構造であり、且つブラシレス化がはかられているもので、制御する上では表1のような対比で他励直流電動機のサイリスタレオナード制御と同様に考えることができる。

CS 型サイリスタモータ制御装置の主要機器は、①サイクロコンバータ (c/c)、②分配器と論理回路 (r 制御)、③速度コントローラ、④電流コントローラ、

表 1 制御上の対比

サイリスタレオナード	CS 型サイリスタレオナード
整流器 (電圧制御)	↔ c/c サイクロコンバータ (α 制御)
整流子 (周波数制御)	↔ c/c サイクロコンバータ (γ 制御) 分配器

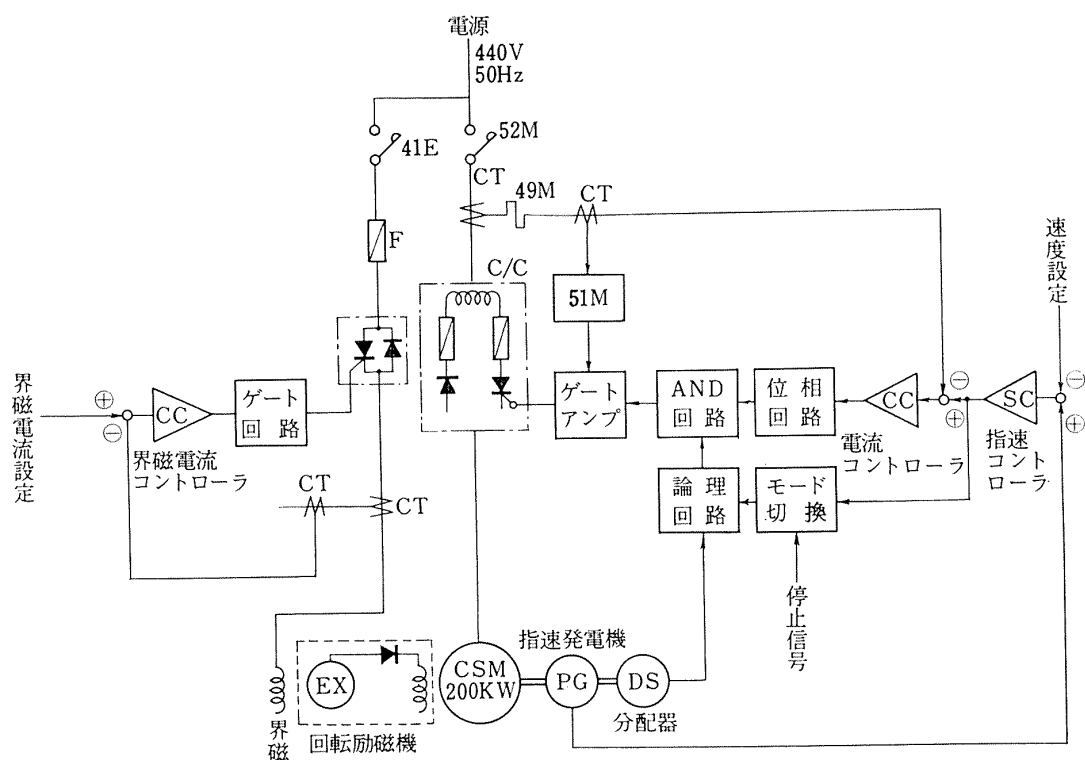


図 7 CS 型サイリスタモータ・ブロック図

⑤位相制御回路 (α 制御), ⑥界磁関係の回路等からなっている。これらの関係を図 7 のブロック図に示す。

送風機の起動停止は試験目的に合わせて, 測定室の主操作盤, 計測室の副操作盤あるいは電気室の機側操作盤の何れかに切り換えて行うようになっている。図 8 に主操作盤 (左半分が主操作盤で, 右半分はデータ処理装置の中央操作卓) の写真を, 図 9 に機側操作盤の写真 (6 面ある盤のうち右端の盤) を示す。図 9 において他の盤は左から電動機的主回路盤 3 面, リアクトル盤, サイリスタ盤各 1 面である。右側にあるのは送風機駆動用の CS 型サイリスタモータである。

その他電気室には送風機用の電源をはじめ, 補助動力用, 建屋電源用の配電盤が据付られており, これらに対する電力は電気室に隣接の二次変電所から受けている。

3.4 突風発生装置

本装置は突風用カートおよび電気油圧装置からなっており, 油圧配管, 電気配線等を含んでいる。それら

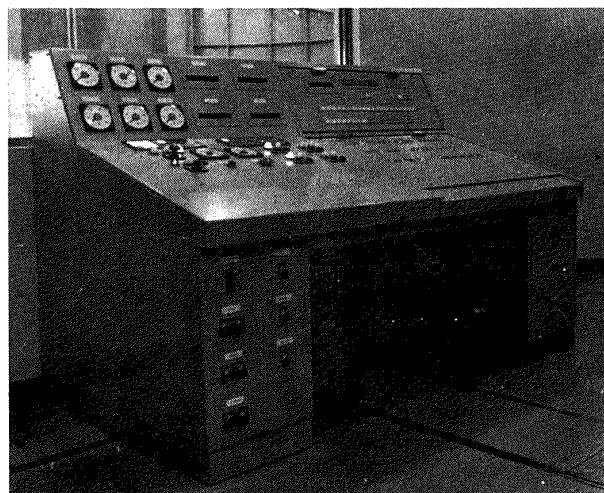


図 8 主操作盤 (左半分), 中央操作卓 (右半分)

の配置の概略を図 10 に示す。

1) 突風用カート

突風用カートは両側面を平行な固定壁, 上下面を開放とし, 下流の上下に吸込み用のフェアリングが付けられている。突風用カートの構造は固定壁カートに準じて

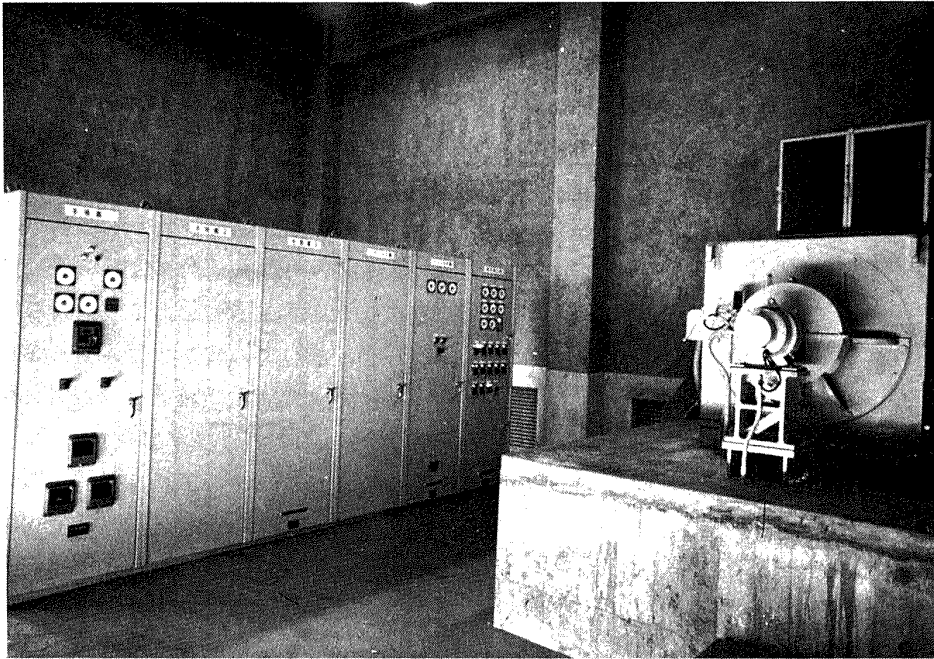


図 9 電気室内（右端の盤が機側操作盤）

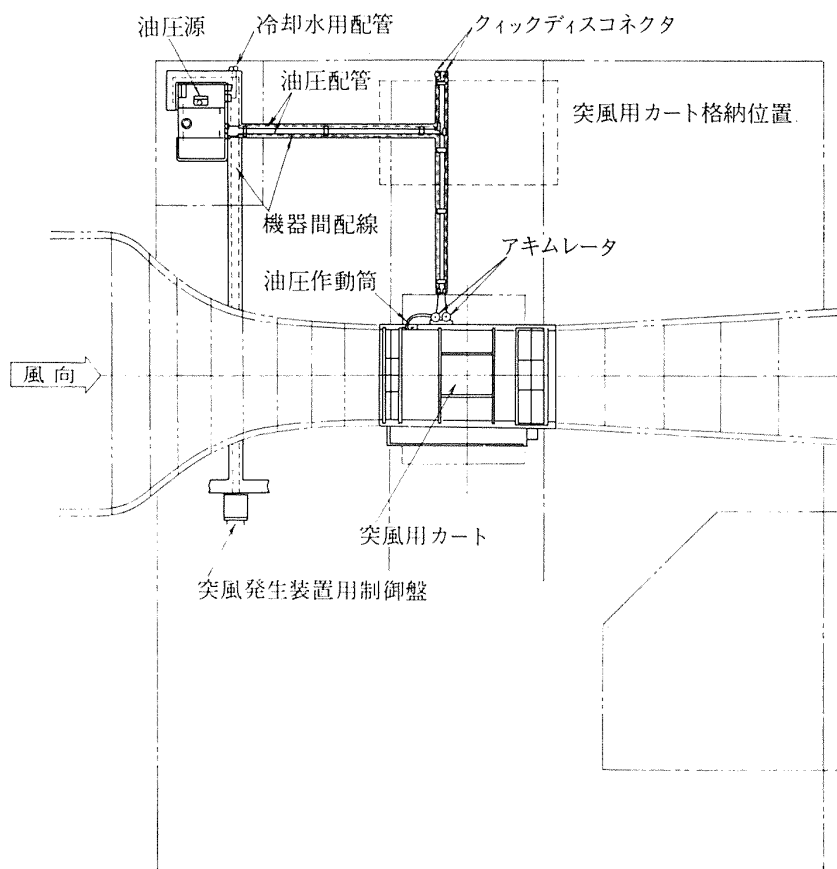


図 10 突風発生装置配置図

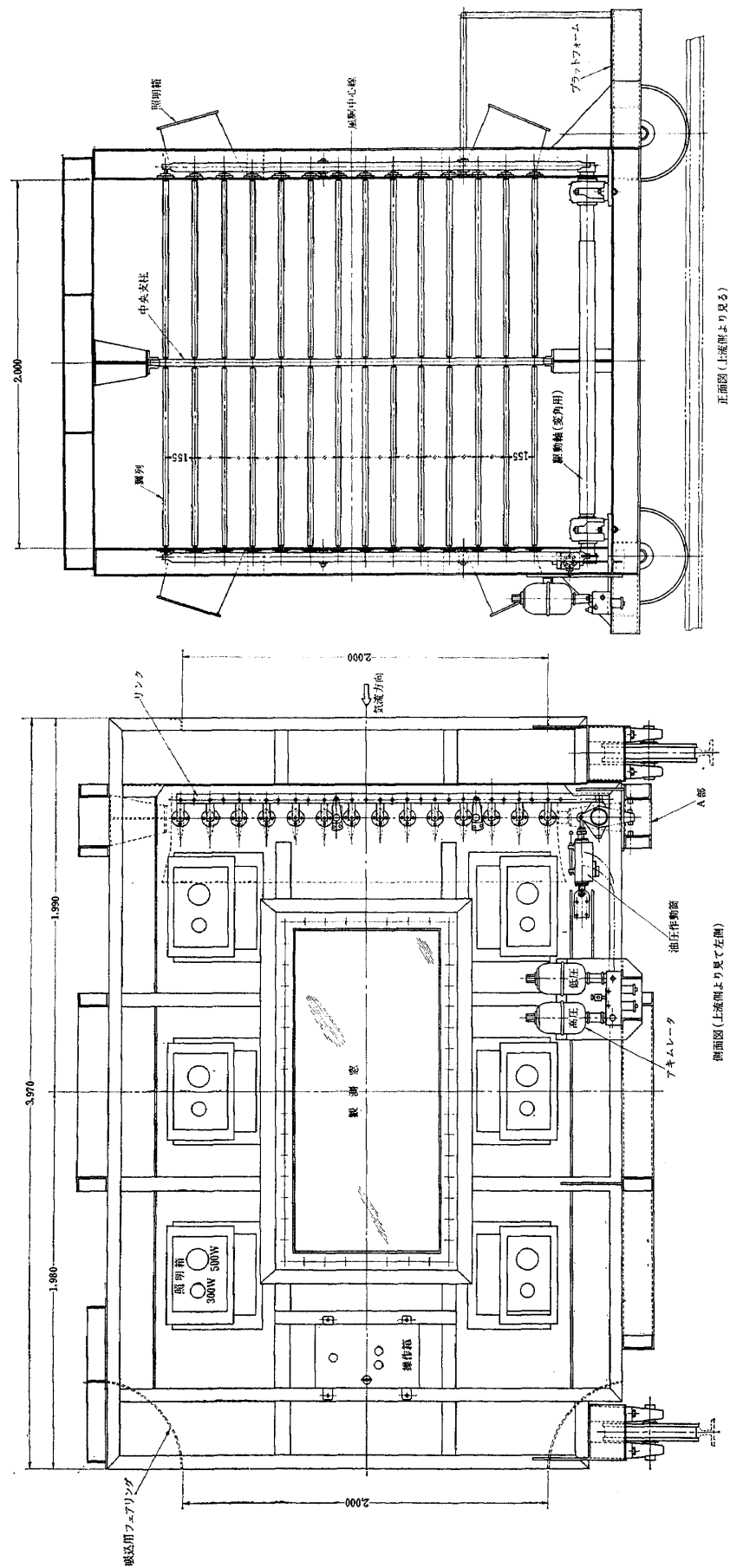


図 11 突風用カート

おり、自走により移動でき、測定部では固定用金具により胴体および床に固定できるようになっている。

可動翼列は水平な回転軸を持つ 14 段の翼からなっており、中央支柱により左右に分けられて計 28 枚で構成されている。翼列のピッチは 155 mm である。左右に分けられた翼列はそれぞれ両側面に取り付けられているリンク金物に結合され、変角用の駆動軸、油圧作動筒に連結されていて、油圧駆動制御により翼列全体が一樣な揺動をするようになっている。

カートの両側面には対称位置に観測窓、照明箱が設けてある。左側面(上流側より見る)には油圧作動筒、アキムレータが取り付けられている。これらの関連を図 11 の正面図、左側面図に示す。格納位置において上流側から見た突風用カートの写真を図 12 に示す。

翼列を動かす運動伝達の順序を示すため図 11 の A 部を拡大して図 13 に示す。油圧作動筒ピストンの往復運動は、駆動軸の回転運動、リンクの上下運動そして翼列の回転運動へと伝達される。

翼列単体の形状寸法は図 14 に示したように、弦長 200 mm、翼幅 972 mm、回転中心 29% 弦長、翼断面が NACA 0012 である。翼は軽量化と十分な強度剛性を持たせるため、その構造はコアに NORMEX (耐熱ナイロン系強化材) ハネカムを使用し、表面をエポキシ PRE PREG (繊維をレジンに含浸させ半乾燥状態の材料) で整形加工した上に白色ポリウレタン塗装を施している。翼の両端には回転用の軸が埋め込まれている。図 14 に示した翼 1 個の重量は 3 kg 未満である。

翼列とリンクを結合した組立平面図を図 15 に示す。中央支柱は図に見られるように整形されており、各翼列と両側面の固定壁あるいは中央支柱との隙間は十分小さくされている。翼列とリンク機構は質量平衡させてあり、作動時カートに対し上下方向の加振力が生じないようにになっている。

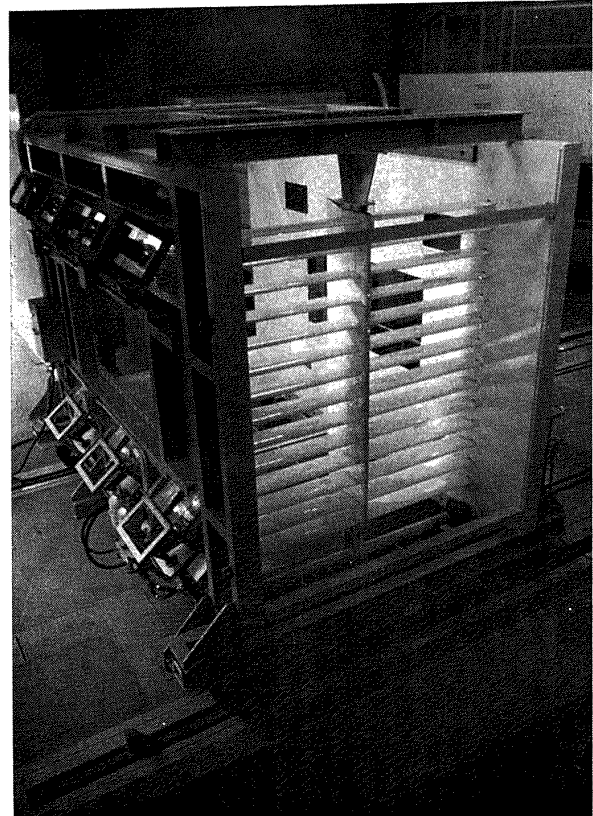


図 12 突風用カート外観

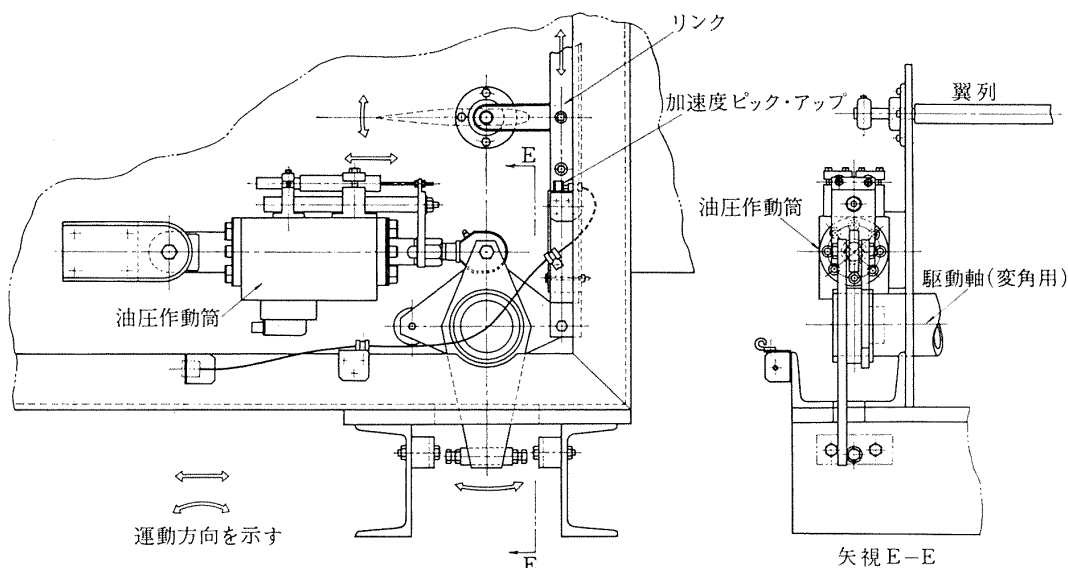
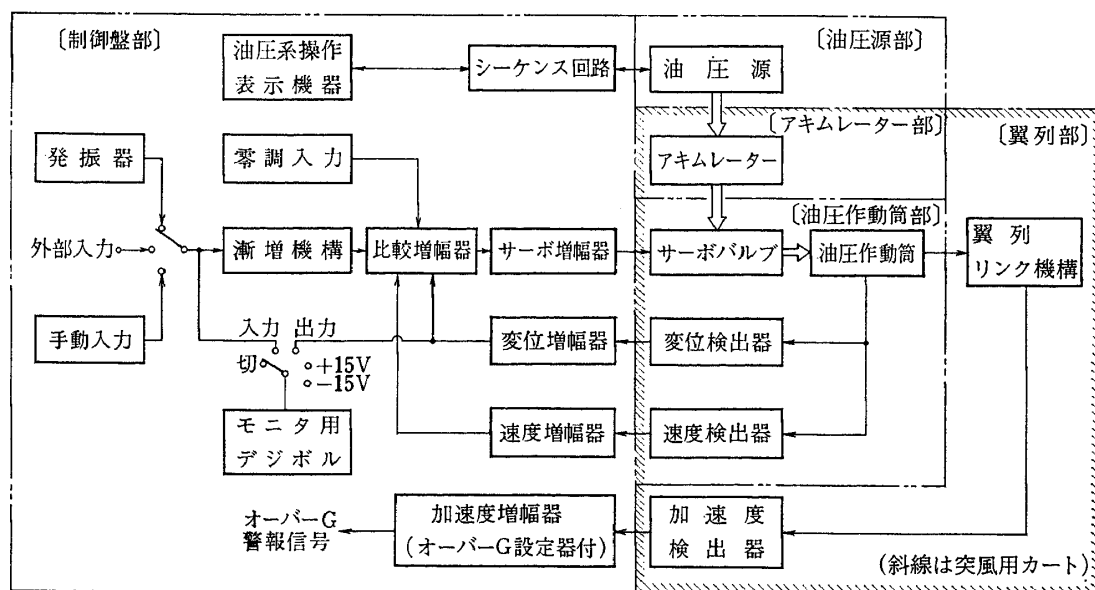
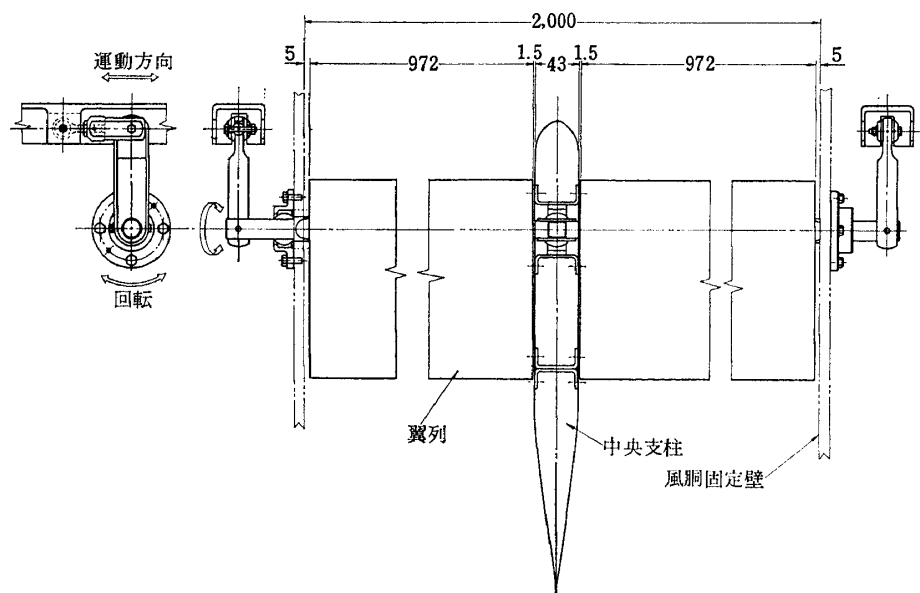
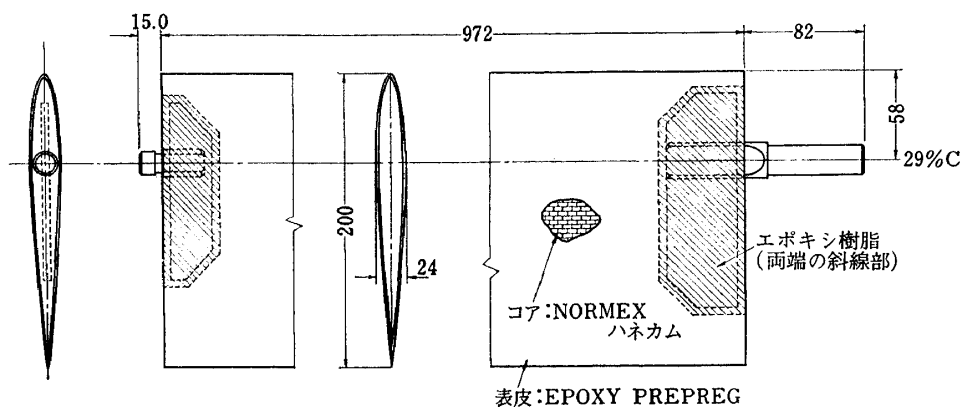


図 13 運動伝達順序 (図 11 の A 部詳細)



2) 電気油圧装置

本装置は制御盤部、油圧源部、アキムレータ部、油圧作動筒部よりなっていて、アキムレータ部、油圧作動筒部は突風用カートに取り付けられている。これらの関係を図 16 の突風発生装置全体ブロック図に示す。

制御盤部は油圧源を直接駆動するための操作回路と電気式サーボバルブを制御して、油圧作動筒のピストンの変位、速度を制御するための入力回路および出力回路からなっている。その他翼列を保護するため、リンクのオーバーG検出、警報信号、装置停止の回路を含んでいる。

入力回路に入る入力信号としては、発振器、外部入力および手動入力の3通りが使用できる。発振器からは正弦波、三角波、矩形波のうち希望する波形を入れることができ、外部入力としてはランダム波が入れられる。入力電圧は $0 \sim \pm 5\text{V}$ 以内、その周波数は $0 \sim 20\text{Hz}$ 以内の制限が設けられている。入力回路の漸増機構は、装置の保護用で、IC オペレーショナルアンプを使用した積分回路2個を備えており、スタート操作と同時に回路は ON となり約5秒でゲインが $0 \sim 1$

になり、ストップ操作の場合は逆に約5秒で $1 \sim 0$ になるよう入力信号の ON-OFF を漸増減する。

突風発生装置制御盤の外観を図 17 に示す。盤の上段が操作表示盤、ついで発振器盤、サーボ増幅器盤、ブランク盤、電源盤の順になっている。本制御盤は副操作盤と併列になっており計測室の測定部の近傍にある。

油圧源は翼列を加振するための動力源で防音のため小部屋の中に据付けられている。その主要目は、定格圧力: 140 kg/cm^2 、定格流量: 34 l/分 、電動機: 三相 200 V 、 15 kW 、冷却水量: 30°C 、 40 l/分 、作動油: MIL-H-5606 適合品等である。

図 18 に油圧関係の回路図を、図 19 に油圧源の外観を示す。

油圧配管の末端にはクイックディスコネクタが設けられてあり風洞測定部および図 10 に示した格納位置の両方で翼列を加振できるようになっている。

3) 突風発生装置の動作条件

突風実験において重要な機体の無次元振動数（機体の基準寸法×固有振動数÷風速）は試験する機体によって変わるから、これに等しい振動数を持った突風が得

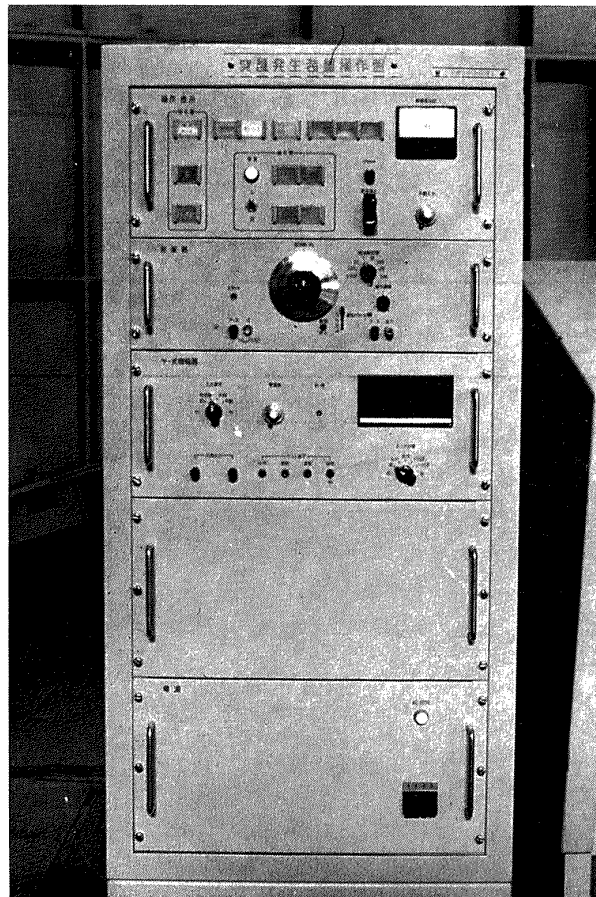


図 17 突風発生装置制御盤

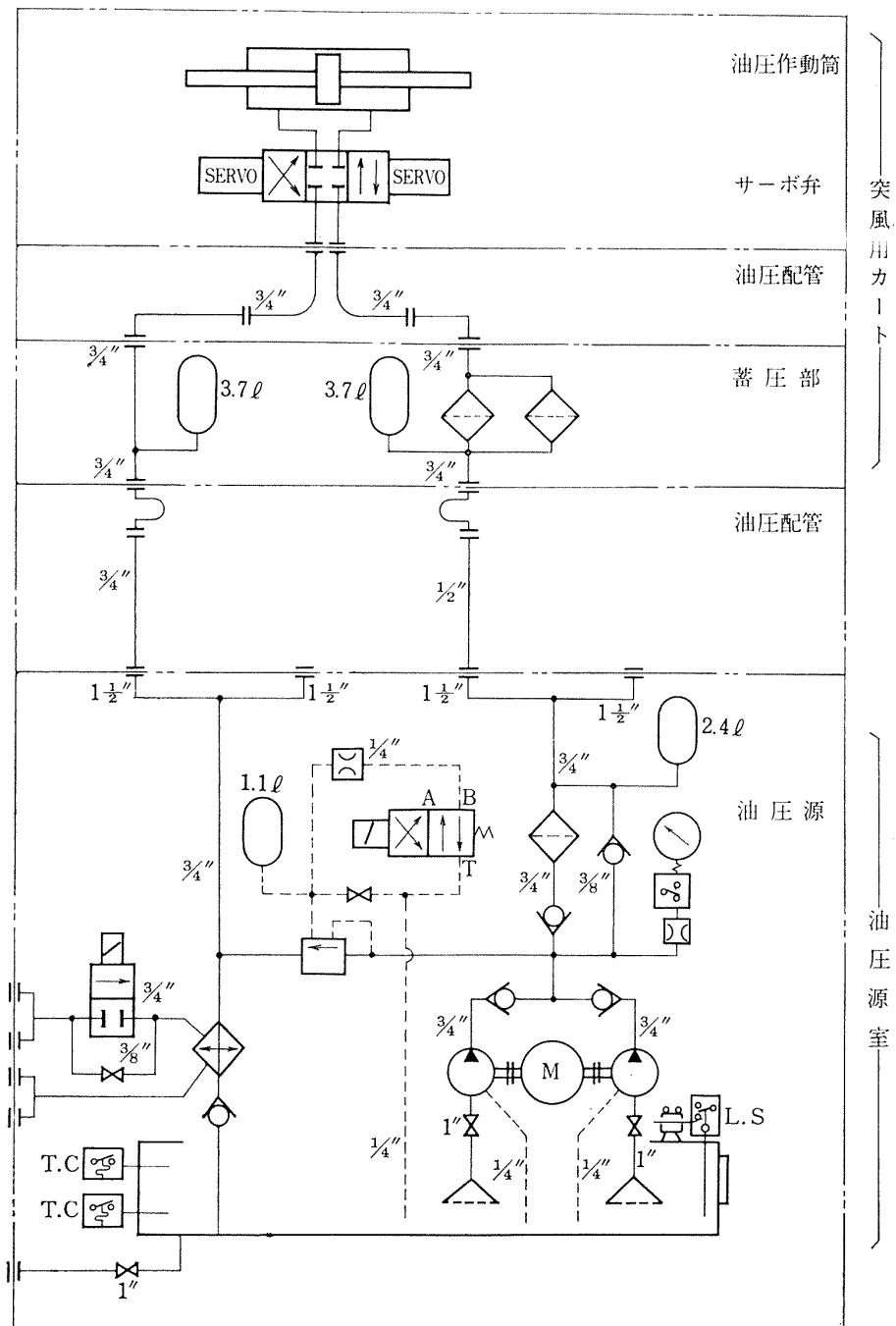


図 18 全体油圧回路図

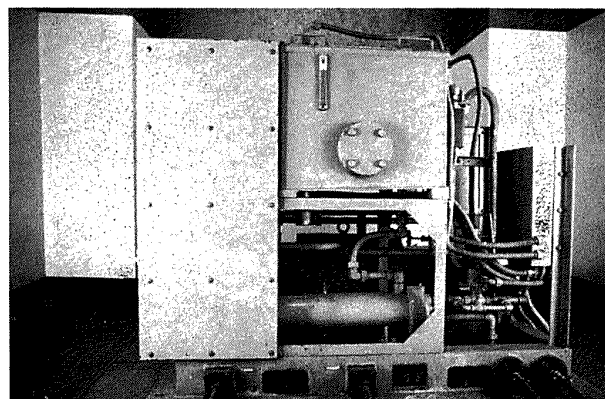


図 19 油圧源外観

られるように下記の動作条件を設定した。上下突風速度は翼列の加振振幅によって変えられる。

- (1) 一様流の風速: 3~30 m/s
- (2) 可動翼列の加振振動数: 0~20 Hz
- (3) 可動翼列の縦揺れ角: $0 \sim \pm 0.15$ rad
- (4) 振動波形: 正弦波, 三角波, 矩形波, ランダム波

可動翼列の縦揺れ角と縦揺れ振動数については、図 20 の斜線で示した範囲の作動が可能である（縦揺れ角は片振幅で示してある）。すなわち 0~10 Hz までは ± 0.15 rad の加振が可能であるが、それ以上では油圧ピストンの運動が作動油の粘性力、慣性力の影響を受けて 10~15 Hz で 0.15~0.10 rad に、15~20 Hz で 0.10~0.056 rad に減少している。

この加振振動数、振幅は翼列の作動中任意に変更することができる。図 20 の作動範囲は正弦波について

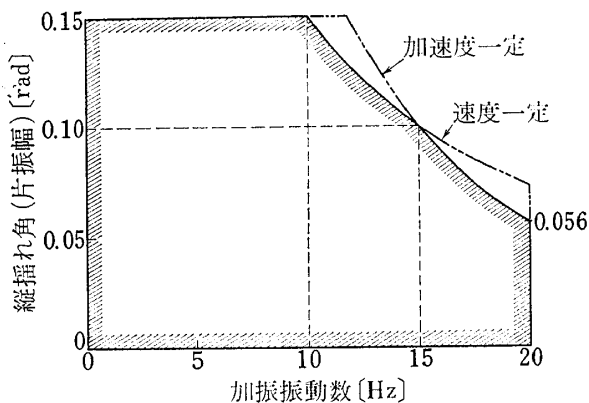


図 20 可動翼列の作動範囲

であって、矩形波、三角波、ランダム波の場合その等価周波数、等価振幅が上記の範囲内になればならないから当然作動範囲が狭まることになる。

風洞本体、突風発生装置の製作は三菱重工業株式会社が担当した。

3.5 天秤

標準の6分力天秤として、模型を下から支持する形式のピラミッド型6分力天秤（島津 6CB-1E 型）を設置した。図 21 にその外形図を示す。

模型の取り付けには、前部支柱および迎角設定用の後部支柱を用いるが、前部支柱については交換により2本式および1本式の両方ができる。前部支柱の間隔は 600 mm、前部支柱が立つ面と後部支柱との間隔は迎角 0° で 500 mm である。

6分力は安定軸に関して求まるようになっており、それぞれ独立に計測できる。力、モーメントの検出には差動トランスとフィードバック・コイルを組み合わせた電磁石自動平衡方式を採用している。その測定原理は、図 22 に示したように荷重が加わるとレバーが傾き、この変位を差動トランスで検出し、その出力を増幅、同期整流して直流とした後、磁界中に置かれた、レバーに固定のフィードバック・コイルに帰還させてやり、それによって電流に比例した電磁力が働き、この力がレバーを元の位置に戻す平衡力となる、この電流値を利用して、これを電圧に直し出力電圧としてとり出す。

この出力電圧は、天秤のレンジ信号と共に後述の測定室にあるデータ処理装置の入力部に送られ処理され

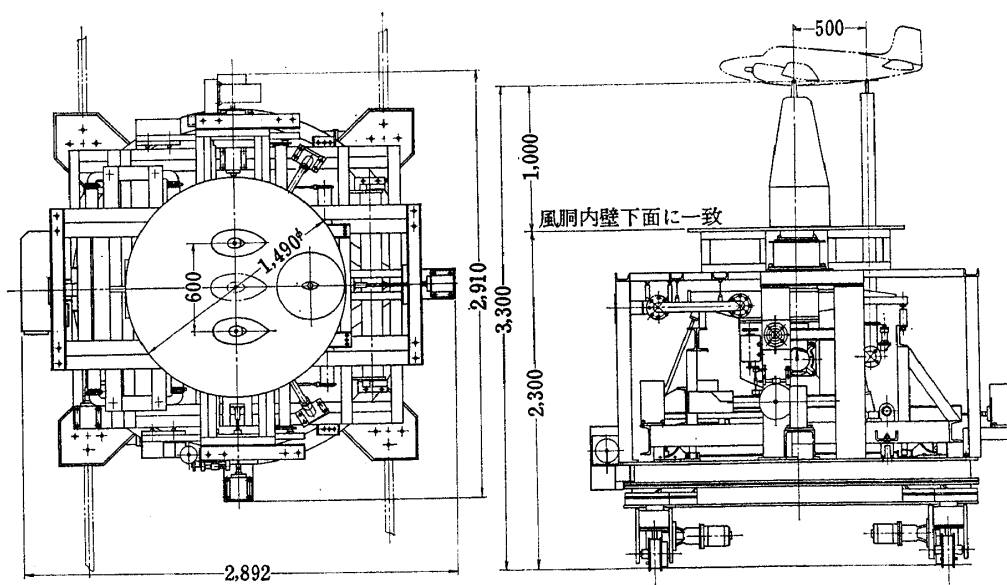


図 21 天秤本体外形図

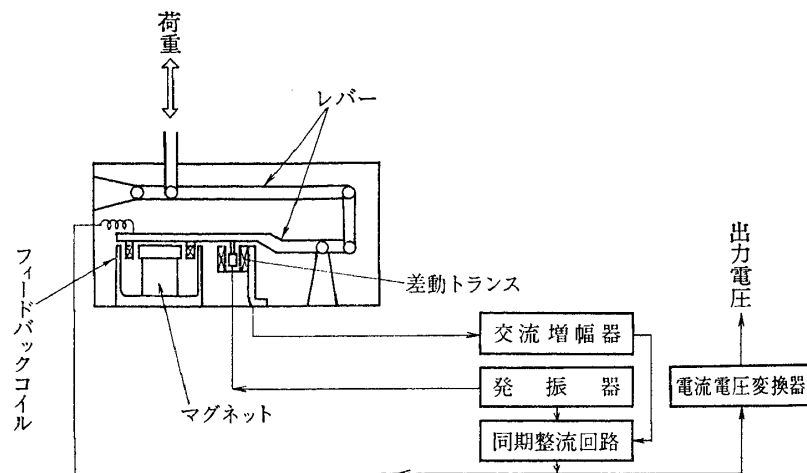


図 22 検出器のブロックダイヤグラム (1 分力)

表 2 6 分力天秤の測定容量・精度

測定分力	測定範囲	精度 (各レンジともフルスケールに対して)	出力電圧 (フルスケールに対し)
揚力	$\pm 200, \pm 100, \pm 50$ $\pm 25, \pm 5 \text{ kg}$	第1レンジ $\pm 0.5\%$, 第2, 第3, 第4レンジ $\pm 0.2\%$, 第5レンジ $\pm 1\%$	各レンジ 10 mV
抗力	$\pm 50, \pm 25, \pm 10$ $\pm 5, \pm 1 \text{ kg}$	第1レンジ $\pm 0.5\%$, 第2, 第3レンジ $\pm 0.2\%$, 第4レンジ $\pm 0.5\%$, 第5レンジ $\pm 2\%$	"
横力	$\pm 50, \pm 25, \pm 10$ $\pm 5, \pm 1 \text{ kg}$	第1レンジ $\pm 0.5\%$, 第2, 第3レンジ $\pm 0.2\%$, 第4レンジ $\pm 0.5\%$, 第5レンジ $\pm 2\%$	"
縦揺れモーメント	$\pm 20, \pm 10, \pm 5$ $\pm 1 \text{ kg}\cdot\text{m}$	第1レンジ $\pm 0.5\%$, 第2, 第3レンジ $\pm 0.2\%$, 第4レンジ $\pm 0.5\%$	"
横揺れモーメント	$\pm 20, \pm 10, \pm 5$ $\pm 1 \text{ kg}\cdot\text{m}$	第1レンジ $\pm 0.5\%$, 第2, 第3レンジ $\pm 0.2\%$, 第4レンジ $\pm 0.5\%$	"
片揺れモーメント	$\pm 20, \pm 10, \pm 5$ $\pm 1 \text{ kg}\cdot\text{m}$	第1レンジ $\pm 0.5\%$, 第2, 第3レンジ $\pm 0.2\%$, 第4レンジ $\pm 0.5\%$	"

表 3 天秤の変角性能

角度	変角範囲	精度	電気出力	電気出力精度	変角速度
迎角	$-30^\circ \sim +45^\circ$	$\pm 0.05^\circ$	100 mV/deg	$\pm 0.05\%$	5 S/deg, 10 S/deg, 20 S/deg
横すべり角	$-45^\circ \sim +95^\circ$	$\pm 0.05^\circ$	100 mV/deg	$\pm 0.05\%$	5 S/deg, 10 S/deg, 20 S/deg

る。

天秤の容量は翼幅 1.5 m 程度の模型を風速 50 m/s で、揚力係数 3 ぐらいまで測れることを目標とした。

各分力の容量、精度、出力電圧を表 2 に示す。測定レンジの切り換えはスイッチ操作のみででき、試験内容に合わせて感度よく 6 分力を測定することができる。

迎角、横すべり角の変角範囲は、迎角が $-30^{\circ} \sim +45^{\circ}$ 、横すべり角が $-45^{\circ} \sim +95^{\circ}$ とした。その変角性能は表 3 に示した通りである。

5 分力に最大荷重を載せたときの、残り 1 分力の零点変化は 2% 以内にある。

風洞試験において、前部支柱の風防カバーは横すべり角が変化するとき気流に対し同じ姿勢を保つよう自動追従し、後部支柱の風防カバーは横すべりに対し同じように自動追従するほかに、迎角変化による後部支柱の上下運動にも自動追従する。

本 6 分力天秤の製作は島津製作所が担当した。

3.6 データ処理装置

データ処理装置は、多量の実験データを精度よくすみやかに処理できるようにするため、各種の変換器、増幅器などにできるだけ精度のよいものを使用すると共に読み取り、演算誤差をなくするため、データはすべてデジタル化して磁気テープに記録し、デジタル電子計算機を付属させ、データの演算処理を行わせるようにしている。

その構成は図 23 のブロック図に示したように入力処理部、データ処理部、中央操作卓、電子計算機システムの 4 ブロックに大別でき、その他に主、副操作盤内に組み込まれている表示管類から成っている。

測定可能なチャンネル（以下 CH と記す）数は、将来必要な測定項目も考慮に入れて、アナログ 28 CH、デジタル 12 CH の計 40 CH とした。

ブロック別の機能およびその中に含まれている主要機器の性能は次の通りである。

1) 入力処理部

入力処理部は、6 分力、歪ゲージなどからの低レベルのアナログ電気信号をアナログ入力接続盤で受けた後、所定のレベルに増幅し、他の高レベルのアナログ信号と共に出力切換盤を経てデータ処理部に送出し、12 CH のデジタル信号もデジタル入力接続盤を経て同じようにデータ処理部に送出する。

その他オートマノメータ、オートバロメータ、温度検出平衡計器、歪ゲージ零調回路、ポテンショメータ、歪ゲージ等の励起用電源を内蔵している。

増幅器は、直結型直流増幅器で、広帯域、高利得のもので動の実験に対しても有効である。DC 利得は 4 レンジ 10 倍ずつで $1 \sim 1,000$ 、直線性： $\pm 0.01\%$ 、出力： ± 10 V、周波数範囲：DC ~ 50 kHz 等である。

フィルタは突風実験にも使用できるよう可変低域フィルタとした。遮断傾斜は 40 db/oct で、設定遮断周波数：0.224 ~ 1.78 Hz (1/3 oct ステップ)、倍率： $\times 1 \sim 10,000$ の 5 レンジである。

2) データ処理部

データ処理部に接続可能な信号はつぎの通りである。アナログ信号 1 ~ 28 CH は ± 9.99 V、デジタル信号は接点信号で、“1”は閉、“0”は開である。デジタル信号の 29 ~ 38 CH は $\pm 7,999$ で、39、40 CH は $\pm 9,999$ となっており、その表現法は共に 1-2-4-8 の BCD コードである。

データはすべて中央処理装置に読み込むようになっている。まず、中央操作卓に設定された初期データ（日付、時刻、コンスタント・データ、サンプリング・ボタン、6 分力のレンジ等）をデジタル入力回路 II を通して読み込み、続いて入力処理部より来たアナログおよびデジタルのデータ信号のうち中央操作卓で指定したチャンネルのデータのみを、入力選択回路およびサンプル制御回路の制御のもとに、1 ms/CH の速度で順次スキャンし、CH 番号を付して読み込む。読み込まれた各種のデータは、プログラムにより指定されたフォーマットに変換され、磁気テープに記録される。

データの集録速度は、磁気テープ装置の転送速度で制限され、10 CH を毎秒 100 回反復するのが最大である。

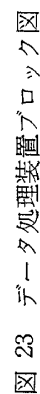
AD 変換器は逐次比較型で、その出力範囲は ± 999 (1-2-4-8 の BCD 3 桁) である。

中央処理装置 OKITAC-4300 は、データの記憶、入出力制御等データ処理部の中枢的役割をする。その性能は、素子：磁気コア、語長：16 ビット+パリティビット、メモリサイクル：1.5 μ s、容量：4k 語である。

磁気テープ装置の性能は、記録密度：800 字/秒、テープ速度：24 吋/秒、転送速度：19.2 kHz、記録方式：NRZ1 である。

紙テープ読取装置は OKITAC-4300 に接続されていてデータの収集および処理プログラムの読み込み用である。その読取速度は 150 字/秒。

入力処理部、データ処理部の機器を収容した盤の外観を図 24 に示す。



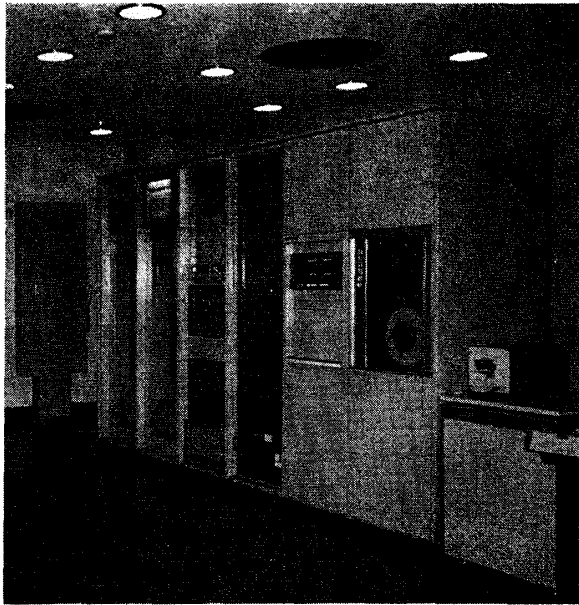


図 24 入力処理部およびデータ処理部

3) 中央操作卓

中央操作卓は、図 8 に示したように主操作盤と列盤になっており、データ収集の指示を与えるもので、コンスタントデータ設定器、サンプルチャンネル設定器、手動操作時のチャンネル番号およびそのデータを表示する表示管と下記の①～⑦までの各スイッチを備えている。

①静的計測、動的記録、動的再生、切等の測定モード指定、②データ取得時刻間隔設定、③走査回数設定、④校正電圧切換、⑤自動、手動走査方式選択、⑥周辺機器動作設定、⑦時刻設定等の各スイッチ。

動的記録、動的再生については、本データ処理装置の性能 (10 CH, 100 Hz) 以上のものが要求される場合、アナログ出力切換盤から直接アナログデータを磁気記録し、アナログ磁気テープ装置で時間延長をし、その信号をデータ処理部に導き処理を行なう。

4) 電子計算機システム

本システムは OKITAC-4500 電子計算機システムで構成されており、磁気テープに記録された測定データの演算処理を OFF-LINE 形式で行う。

また FORTRAN (水準 7,000 相当) 言語、アセンブリ言語のコンパイルが可能で、一般の科学技術計算機としても使用できるようになっている。

入出力用の周辺機器としては、磁気テープ装置 (データ処理部で述べたものと同一機種)、磁気ドラム、紙テープ読取装置、さん孔タイプライタなどを備えている。

中央処理装置 OKITAC-4500 は、プログラム記憶

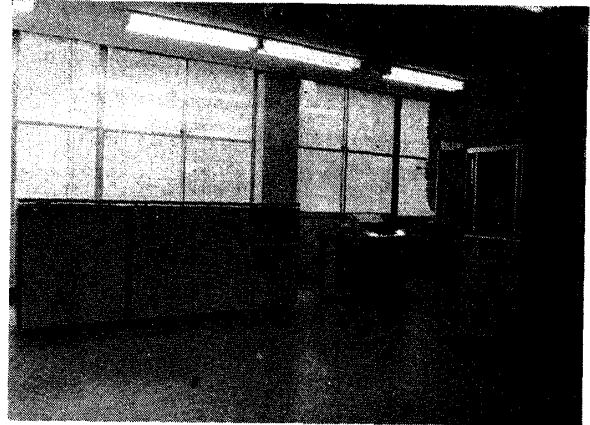


図 25 電子計算機システム

方式で、その性能は、素子: 磁気コア、語長: 16 ビット+パリティビット、メモリサイクル: $1.5 \mu\text{s}$ 、容量: 16k 語である。

磁気ドラムの機能は、アクセスタイム: 10 ms、容量: 131k 語、ライトプロテクト付きである。

光電式紙テープ読取装置の読取速度は、30,000 字/分である。

さん孔タイプライタは命令、データの入出力用として使用しており、1,000 字/分の印字機能を有している。

図 25 に電子計算機システムの外観を示す。

本データ処理装置の製作は沖電気工業株式会社が担当した。

4. 風洞特性

突風風洞は完成後特に調整を施していないが、風洞特性試験の結果から、概ね所期の性能が得られていることが推察できる。

本風洞は、完成後直ちに突風応答予備実験をはじめ各種の研究に使用されて来ているが、風洞特性試験はその間隙を利用して行ったものである。下記に述べる試験結果の中には、風洞の領収時行った試験成績も含まれている。

4.1 突風気流の特性

突風気流の測定には定温度型熱線風速計を使用した。熱線出力から気流の垂直成分 w 、水平成分 U を求める加減演算には、アナログ計算機を用いた。

上下突風の測定は、測定位置 (気流方向、上下方向、左右方向の三方向に変化させている)、一様流の風速 (10, 20, 30 m/s の 3 種)、突風発生翼列の振動数、振幅、振動波形等を変えた色々の組み合わせで行った。その詳細については既に報告⁶⁾が出されて

いる。

一例として熱線を風洞中心位置（ただし左右方向については翼列支持の中央支柱の影響を避けるため、側壁から 500 mm 位置）に置き、一様流の風速を 20 m/s、翼列の変角を ± 0.05 rad、その加振振動数を 1 Hz とし、翼列の振動波形を正弦波、三角波、矩形波状に変えたときの上下突風速度 w m/s、主流速度（気流の水平成分） U m/s、翼列の角度 α rad との関連を図 26 に示す。図において α は、油圧作動筒ピストンのストロークを取り出したもので、 U 、 w は、熱線の出力から求めたものである。図より、発生する上下突風は概ね翼列の動きに基づいた波形であることがわかる。矩形波については、上下突風波形に乱れが見られ、矩形波状でなくなる。この傾向は高い周波数

において著しい。全体に w の負側の線が太くなっているが、これは翼列の wake の影響によるもので、熱線の取り付けその他に何等かの非対称があったためと考えられる。

次にランダム信号入力を用いて翼列を加振した場合の結果を図 27 に示す。ランダム入力信号が mV で示してあるが、実際に突風発生装置制御盤に入れる段階では増幅器を通し、最大片振幅が 1.3 V 程度に増幅されている。図より翼列の運動、発生する上下突風がランダム波入力信号に合致していることがわかる。

次に測定位置、一様流の速度等は同じ状態で、基準波形である正弦波について、加振振動数を変化させた結果を図 28 に示す。翼列の加振角は ± 0.05 rad と一定にしている。10 Hz 位まで入力波形に近い上下突風波形が得られているがそれより高い 15, 20 Hz の

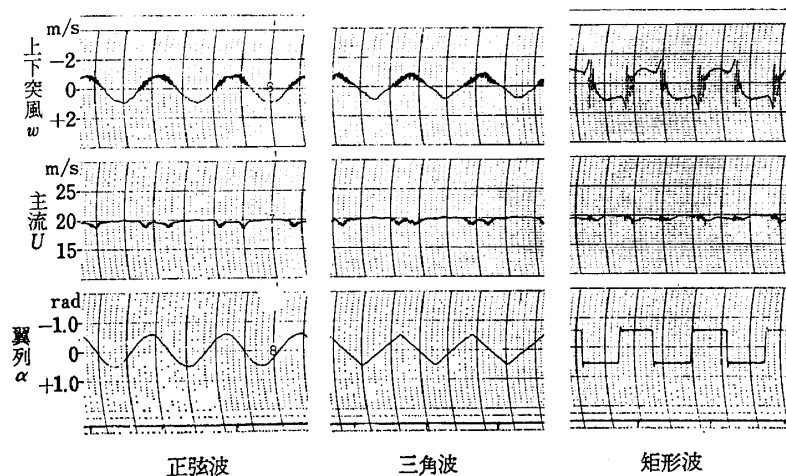


図 26 振動波形変化 1 Hz

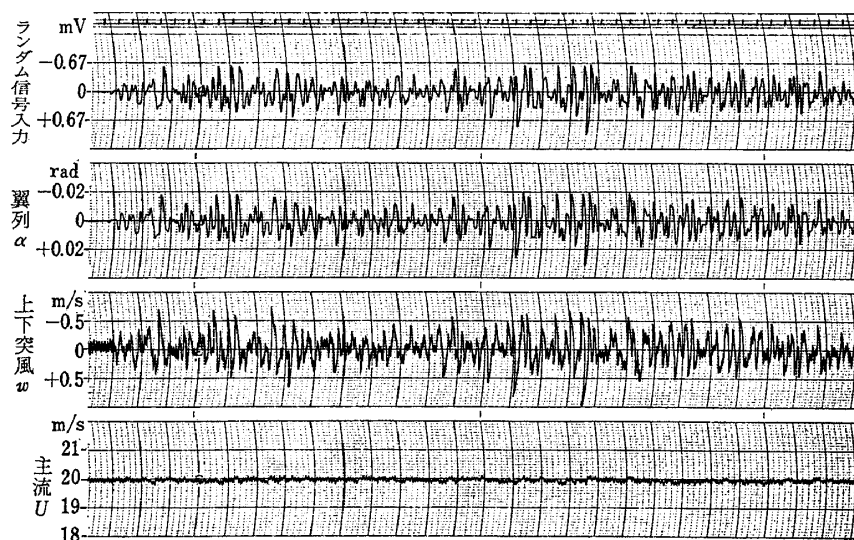


図 27 ランダム信号入力によるランダム突風

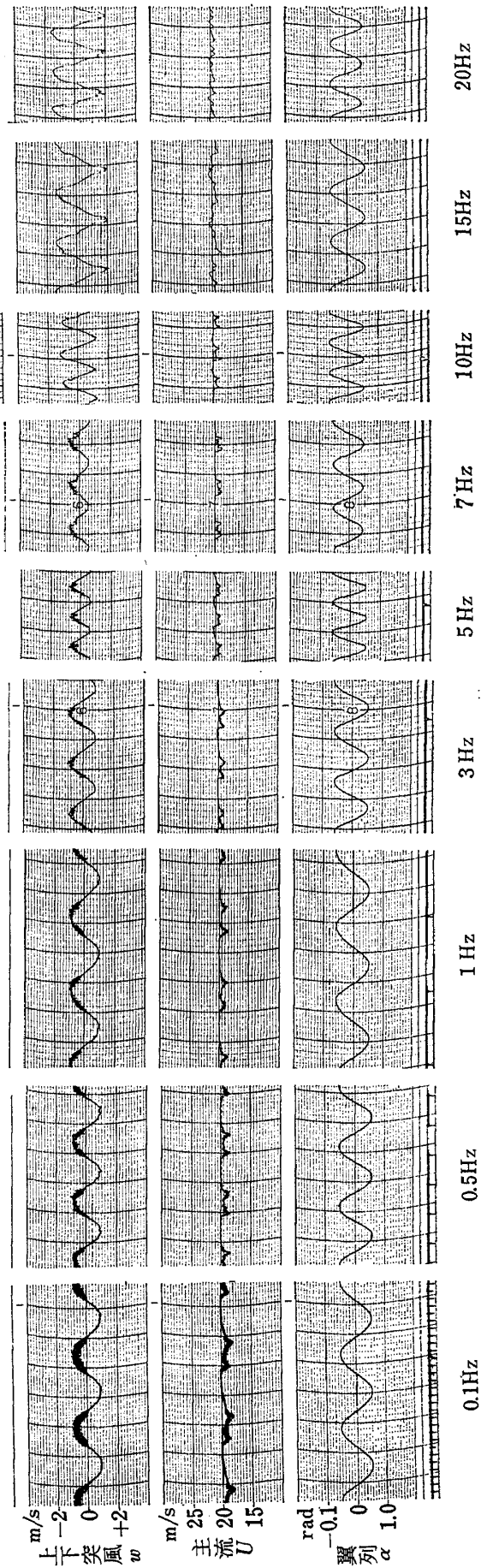


図 28 正弦波状，加振振動数変化 0.05 rad

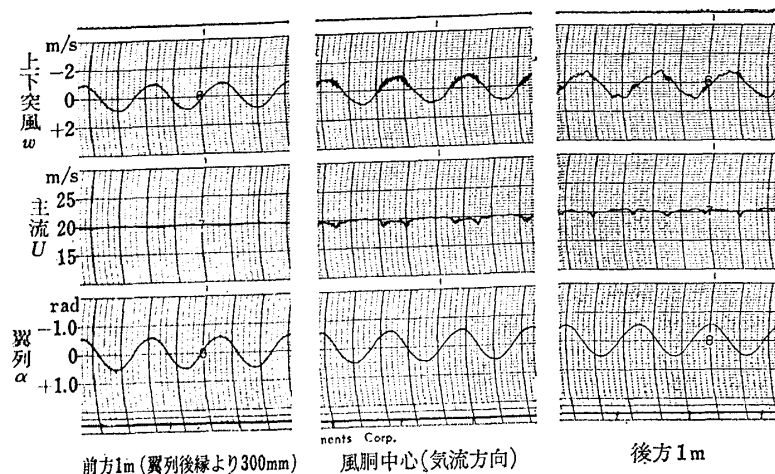


図 29 測定位置変化 1 Hz, 0.05 rad

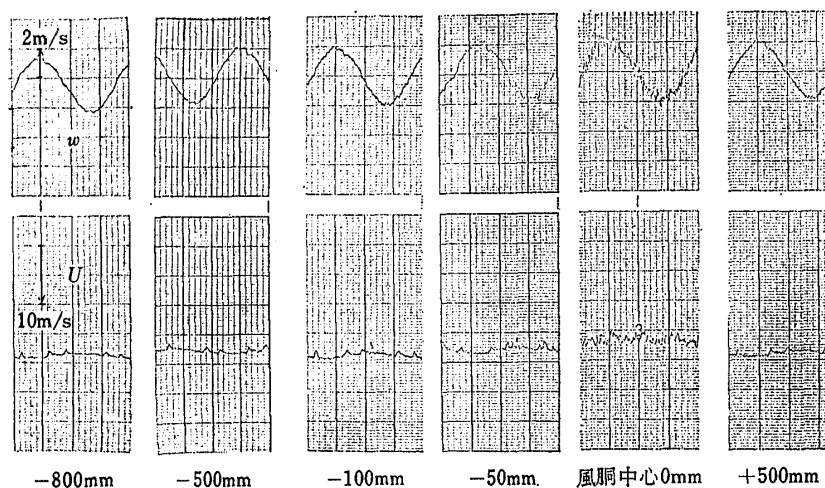


図 30 風洞幅方向の特性

振動数では若干の歪が加わっている。また上下突風速度は加振振動数によって変化する傾向がある。すなわち 5~7 Hz で振幅が小さくなり 15, 20 Hz で増している。この上下突風の振幅が小さくなる振動数は一様流の風速に比例して増減する傾向がある。

次に一様流 20 m/s, 加振振動数 1 Hz とし、熱線の位置を風洞中心から前後させた結果を図 29 に示す。風洞中心の前方 1 m は翼列の後縁から 300 mm の位置に相当し、前方程上下突風の波形がきれいで、後方に行くに従って乱れている。しかし量的にはそれほど大きなものではない。

風洞中心（上下方向，気流方向に対し）において，熱線を左右に移動した場合を図 30 に示す。図より上下突風の左右方向の一様性は概ね保たれていて，中央支柱の影響もそれほど大きくないことがわかる。

突風用カートは上下面が開放であるため，翼列を

振らせた場合，境界附近の突風気流の乱れが著しくなる。この傾向は下流に行くに従って境界内にまで及び一様な突風気流が得られる領域が狭まっている。突風気流の一様性が保たれている上下方向の幅は，気流方向の風洞中心位置で 1.2 m, 前方 1 m 位置で 1.5 m, 後方 1 m で 1 m 程度である。

なお，発生する上下突風速度は一様流の速度，翼列の加振振幅，加振振動数によって変るが 0~±4 m/s が得られる。

4.2 設定風速試験

測定部に固定壁カート，ベルマウス付きの開放状態，突風用カートを使用した場合について，送風機回転数を無段階に変化させ，測定部の中心に標準ピトー管を取り付けて風速の測定を行った。その測定結果を図 31 に示す。いずれの場合も風速は送風機回転数に比例して増減しており，その傾斜は固定壁カー

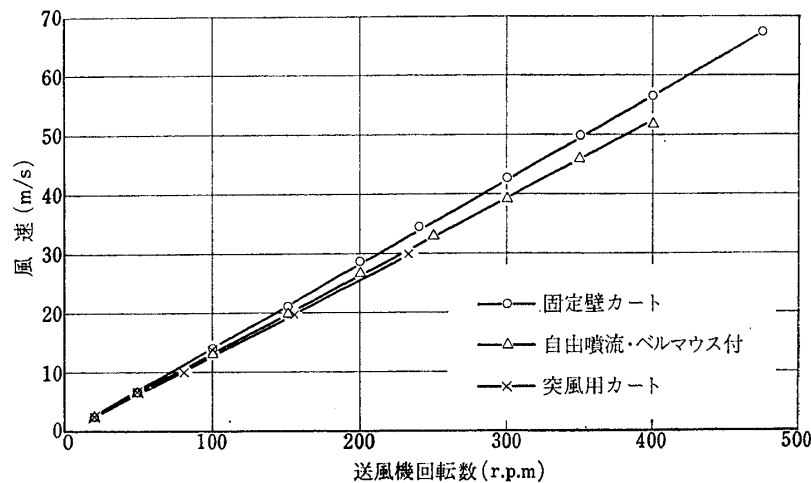


図 31 送風機回転数-風速

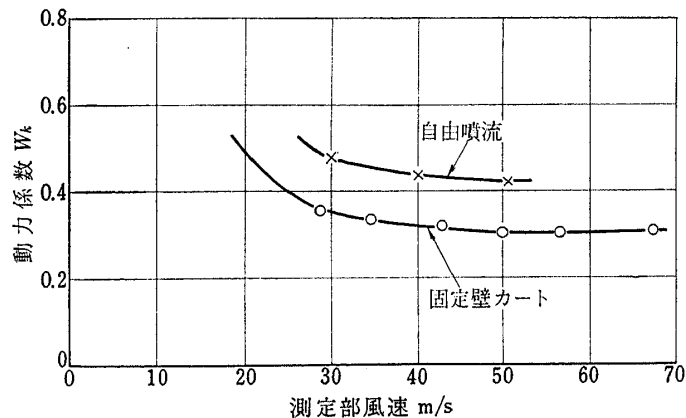


図 32 動力係数

ト、開放状態、突風用カートの順に小さくなっている。固定壁カート使用の場合、最低風速 2.4 m/s、最高風速 67.4 m/s が得られており、いずれも計画値 (5~60 m/s) を上回っている。

4.3 動力係数

動力係数 (電動機出力/(1/2) $\rho A U^3$, ρ : 空気密度, A : 測定部断面積, U : 測定部の風速) は風速 50 m/s において固定壁カートの場合 0.31, 自由噴流のとき 0.42 が得られている。動力係数は風速によって変わるので、その結果を図 32 に示す。

電動機出力は、主操作盤の電機子電流、電動機回転数を測定し、電動機の試験成績書に基づいて、電動機のトルクを求め算出したものである。

4.4 気流温度上昇試験

気流温度上昇試験には、固定壁カートを使用し、風速 50 m/s で送風機を 90 分間連続運転して行った。気流温度の測定は、棒状アルコール温度計を用い、風

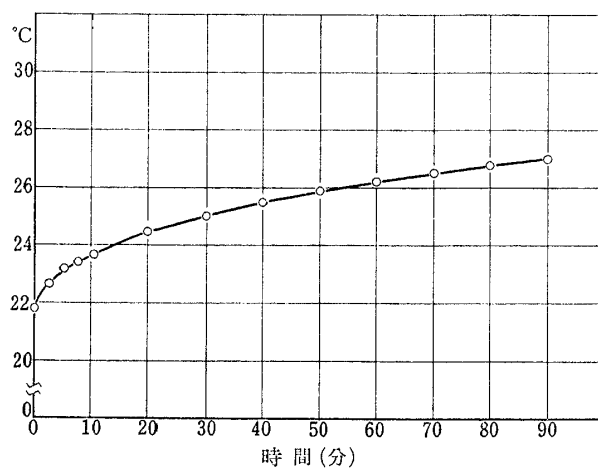
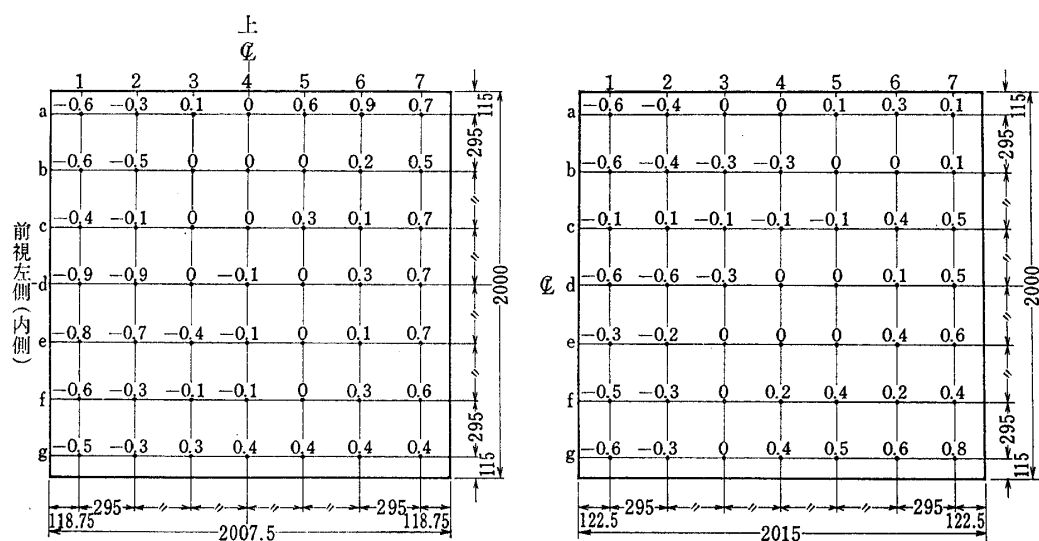
速を 0 から 50 m/s に上げ、風速が 50 m/s に設定した直後から開始し、10 分毎に測定を行った。

その記録を図 33 に示す。1 時間半で 5°C 程度の温度上昇がある。

風洞試験においては、気流温度は逐次測定され、データ処理がなされるから気流温度の上昇によって空気密度が変化する影響は入って来ないと考えて良い。

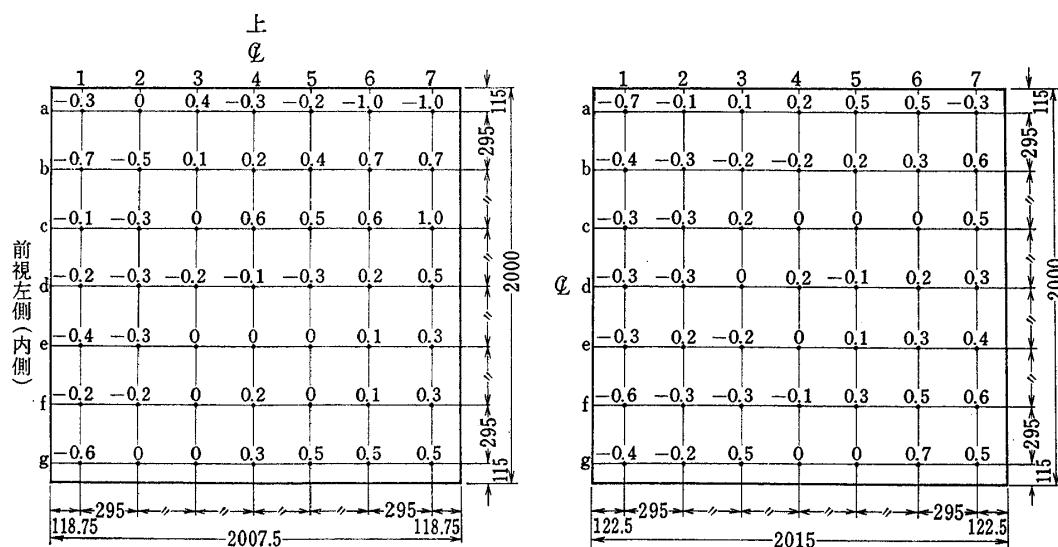
4.5 測定部風速分布

固定壁カートについては、吹口から 1 m および 2 m (風洞中心位置) の 2 断面につき、ピトー管を 295 mm 間隔に上下、左右に移動して測定部の風速分布を測定している。その測定結果を図 34, 35 に示す。試験した風速は 30 m/s, 50 m/s についてで、図に示した断面内の数値は、断面平均風速よりの偏差 (%) で、測定した点の値を示している。風速は外側 (前方より見て右側) が幾分高い傾向にある。しかしながら、何れの場合も偏差が小さく $\pm 1\%$ 以内にあり、風速分布

図33 気流温度上昇 (固定壁カート) $U=50$ m/s

上流側断面 (吹口より1m)

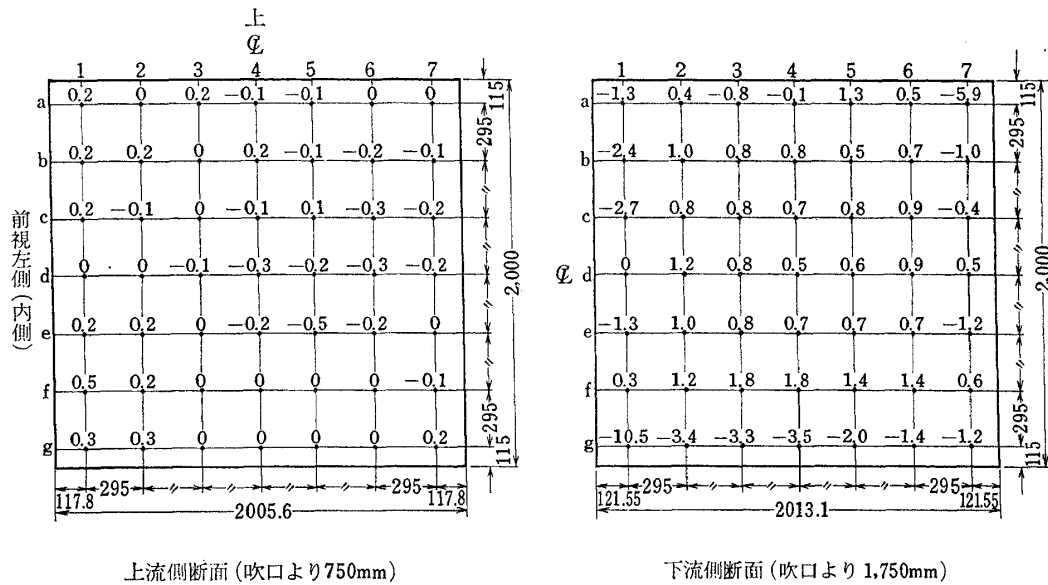
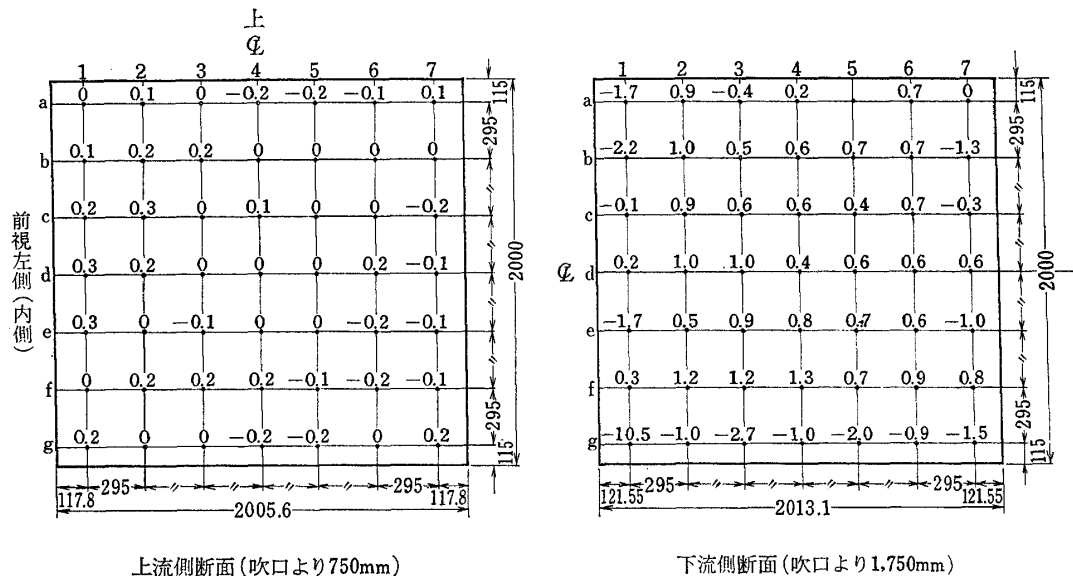
下流側断面 (吹口より2m)

図34 固定壁カート測定部風速分布 $U=30$ m/s

上流側断面 (吹口より1m)

下流側断面 (吹口より2m)

図35 固定壁カート測定部風速分布 $U=50$ m/s

図 36 開放測定部風速分布 $U=30 \text{ m/s}$ 図 37 開放測定部風速分布 $U=50 \text{ m/s}$

は概ね良好と見なすことができる。

開放測定部とした自由噴流の場合の結果を図 36, 37 に示す。開放状態にすると測定部の長さが 3.5 m となるので測定断面は吹口から 0.75 m, 1.75 m の 2 断面について行っている。上流側断面については偏差が $\pm 1\%$ 以内に入っているが、下流側断面では気流境界周辺の偏差が著しく大きな値となっていて、気流拡散に対する二段絞りなどの考慮をしていない影響が表われている。

なお開放状態とした場合、風速 20~30 m/s において気流が脈動するが脈動防止孔を 1 段 (7.5°) 開くこ

とによって、その脈動は止めることができる。

4.6 測定部中心軸上の静圧勾配

測定部の風速 30 m/s, 50 m/s について、ピトー管を移動して測定した測定部中心軸上の静圧と吹口から 2 m (開放状態の場合 1.75 m) の測定部中心の静圧 (実際には中心部の近傍に取り付けた標準ピトー管の静圧を使用している) との差 $4p$ を求め、標準ピトー管による測定動圧 q_0 で除した $4p/q_0$ を測定部の長さに対し図示したものを、固定壁カートについては図 38 に、開放状態については図 39 に示す。静圧勾配は固定壁カートの場合、軸方向距離 1 m 当り 0.2%

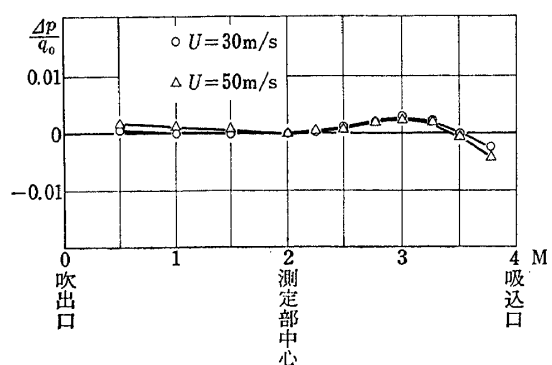


図 38 測定部中心軸上の静圧勾配, 固定壁カート

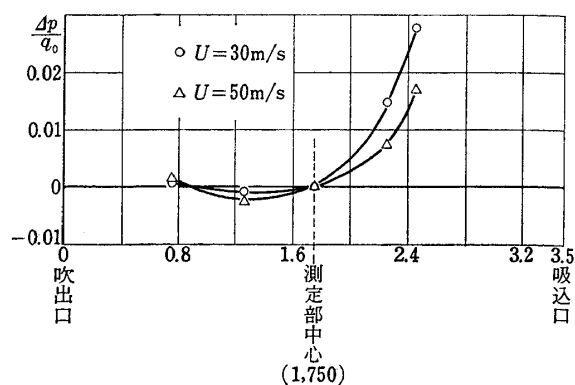


図 39 測定部中心軸上の静圧勾配, 自由噴流

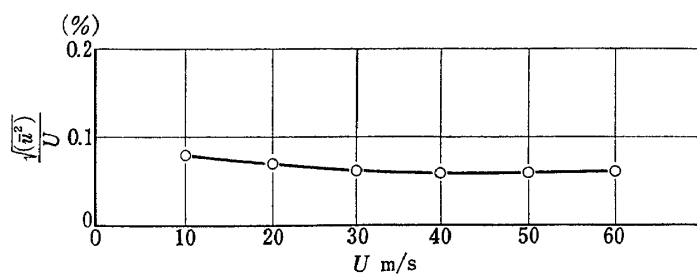


図 40 測定部気流の乱れ度, 固定壁カート, 測定部中心

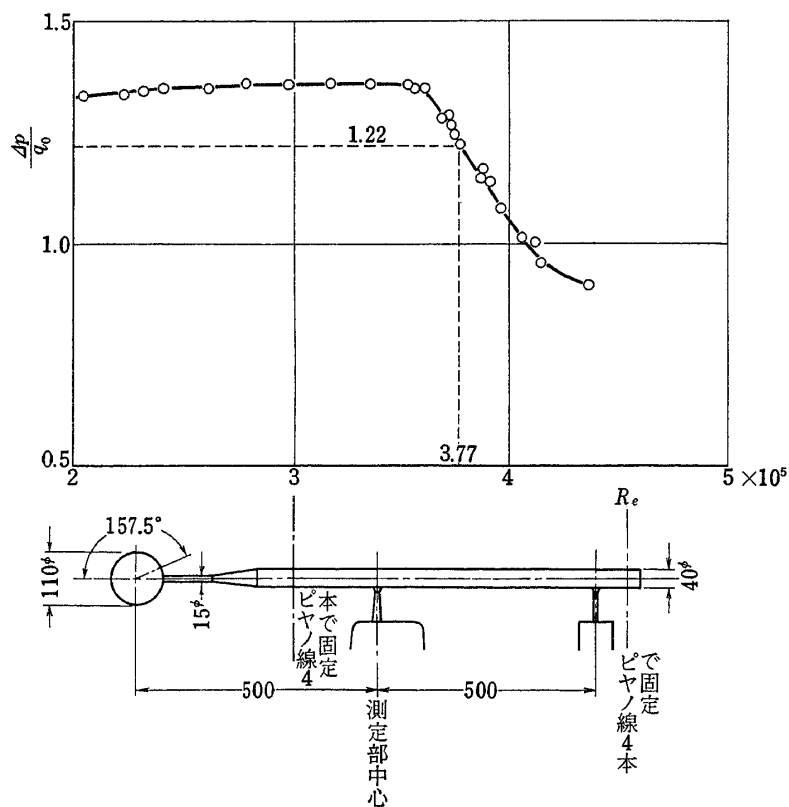


図 41 球の臨界レイノルズ数

程度である。自由噴流の場合は、測定部中心より後方の部分で静圧勾配が著しく増している。

4.7 気流の乱れ

気流の乱れの測定は、定温度型熱線風速計を用いて行った。後に、適当な圧力球が富士重工業 K.K. に有ることがわかったので、これを借用して気流の臨界レイノルズ数を測定した。

熱線風速計による場合、熱線を測定部中心に取り付けて、風速を 10~60 m/s に変え熱線の出力を測定し、気流の乱れ度 $\sqrt{\overline{u^2}}/U$ を求めた。その結果を図 40 に示す。 $\sqrt{\overline{u^2}}/U$ は 0.06% 程度が得られている。使用した計器の固有ノイズレベルはかなり高いもので、この影響を差引いて図示してあるが、量的には図 40 に示した値と同程度のものではあった。

圧力球の場合、使用した球は直径 110 mm、表面にクローム渡金を施した金属製である。取り付けは風洞天秤を利用して行い、なお防振のため天秤支持部の前後部をピアノ線 4 本づつで緊張した。球の前端のよどみ点の圧力とこの点を通る大円の中心角 157.5° となる点の圧力の差圧を $4p$ とし、球の近傍に取り付けた標準ピトー管の動圧を q_0 とし、風速を変化させたときの $4p/q_0$ を求めた。レイノルズ数に対する $4p/q_0$ を図 41 に示す。これより臨界レイノルズ数 3.77×10^5 が求まり、乱れ倍数⁷⁾ 1.02 が得られた。

この二つの方法で測定した結果の相関⁸⁾は、必ずしもついているとは云い難いが、両者とも小さな値であるので誤差範囲にあると見ることができる。

風洞の乱れそのものは十分小さな値であると推察できる。

4.8 その他

風洞運転時の騒音は、送風機回転数 400 r.p.m. (57 m/s) で行っているが、送風機外壁から 14 m 離れた境界で 51 ホン (A)、計測室内 (固定壁カート使用) において 85 ホン (B) 程度であった。

5. あとがき

突風風洞装置について、その計画、構造機能および風洞の性能等について述べた。

突風気流は、風洞の一樣流を可動翼列の縦揺れ角制御により偏向し発生させる方式をとっており、それによって翼列の動きに追従した一次元の上下突風が得られる。

翼列は幅広く任意の形に制御できるようになっているから、希望する突風気流の発生が容易にできる。

本風洞は、吹口が 2 m の正方形、風速が 60 m/s 程度の普通風洞が基になっているから、Handy な風洞として突風実験以外に使用することも可能である。固定壁カートを使用した場合の気流の特性は良好である。

風洞全体は建設されてから特に調整を施していないが、概ね所期通りの性能を発揮している。

終りに、この風洞の建設に当っては、荒木浩 (元機体第一部長、現在東洋大学教授)、高木廣治飛行実験部長および新型航空機部 (現在新型航空機研究グループ) 内の多数の方が参画され、また所内の関係各部からも種々協力を受けました。特に突風発生装置については機体第一部市川輝雄室長より (付録は同氏の執筆である)、風洞全般については空気力学第二部の広岡貫一室長より終始ご指導をいただいたことを付記する。

実際の製作は、航空宇宙技術研究所が大綱を示し、これに基づいて製作担当会社が詳細設計および製作をしたもので、風洞胴体および突風発生装置は三菱重工業株式会社が、6 分力天秤は株式会社島津製作所が、データ処理装置は沖電気工業株式会社が、それぞれ担当されました。ここに本風洞設備の設計、製作に多大の努力をされた各社の方々に対し、末尾ながら心からの感謝の意を表します。

文 献

- 1) Philip Donely: Summary of Information Relating to Gust Loads on Airplanes NACA Rep. No. 997, 1950, p. 825.
- 2) 深津了蔵: 風洞実験法, 共立社
- 3) R. Jones, M.A., D. Sc., & A.H. Bell: Experiments on Models of a Compressed Air Wind Tunnel R & M No. 1355, 1928.
- 4) Hermann schlichting: Boundary Layer Theory, Mc Graw Hill Co., 1968, p. 605.
- 5) 重見 孝, 広岡貫一: 航空宇宙技術研究所大型低速風洞について, 日本航空学会誌, 1967, 12 月
- 6) 高橋 俣: 突風風洞の気流測定について, 航空宇宙技術研究所 TM No. 239, 1973.
- 7) 航空評議会: 風洞試験規程, 昭和17年, p. 73.
- 8) Alan Pope, John J. Harper: Low Speed Wind Tunnel Testing, J. Wiley & Sons, Inc., 1966.

付録 振動する翼列の後流について

市川 輝雄*

突風発生装置は主として正弦波の上下突風を作ることとを目的とし、これをピッチング振動する翼列によって実現させることにした。この際検討すべき事項として、気流方向および上下方向に振幅および波長が一樣な進行波の吹下し、すなわち

$$w_G(x, t) = \bar{w}_G e^{i\omega(t-x/U)} \quad (\text{A.1})$$

の形の上下速度が得られるかどうか、また翼列を構成する翼の弦長、翼間隔はどれくらいが適当かなどが考えられる。ここに U は風速、 ω は円振動数である。

このため図 A.1 に示すように同位相で振動する 2 次元の無限翼列を各翼まわりの循環とその後流の渦層で置きかえたモデルを考え、それによる誘起速度すなわち吹下しを計算した。計算の詳細については別の航技研報告に発表することとし、ここには結果のみを記す。

(i) 考えたモデルによる限り、吹下しの気流方向分布は翼の後縁付近を除いて事実上一定振幅、一定波長の進行波となる。すなわち翼後縁の x 座標を b 、翼間隔を h とすると

$$x - b \geq \frac{5h}{\pi} \quad (\text{A.2})$$

ならば式 (A.1) の形となる。ただし渦の減衰を考えていないし、また渦層は各翼と同一平面内に留まると仮定しているので実際には多少の相異があるかも知れない。これは実測にまつほかはない。

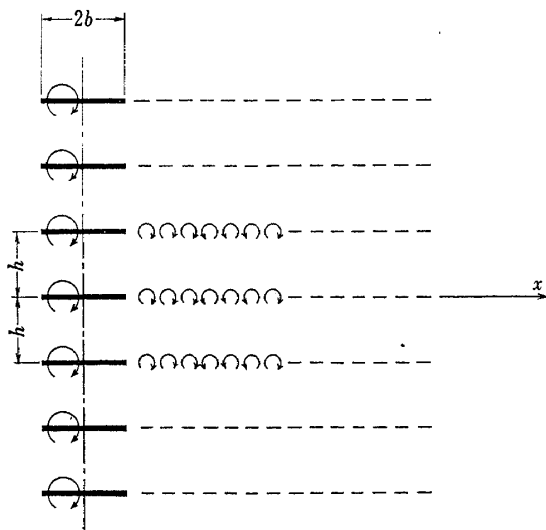


図 A.1 振動翼列のモデル

(ii) 吹下しの上下方向分布については、式 (A.2) の範囲では各翼と同一平面内で振幅最大となり、丁度翼と翼との中間の平面内で振幅最小となる。前者を w_1 、後者を w_2 とするとその比は図 A.2 に示すように無次元振動数

$$\kappa = \frac{h\omega}{\pi U} = \frac{2h}{\lambda} \quad (\text{A.3})$$

のみに関係する。ここに λ は波長を表わす。当然予想されるように、与えられた波長に対し翼間隔が大きい程 w_2/w_1 が小さくなることがわかる。

(iii) 図 A.3 はやはり式 (A.2) の範囲で翼と同

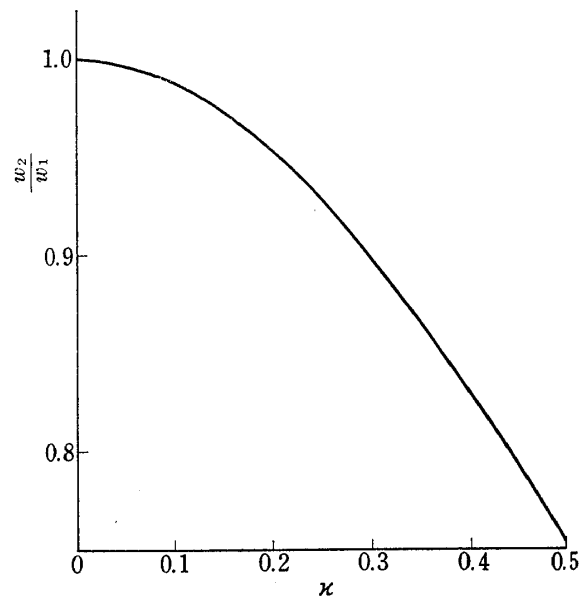


図 A.2 吹下しの振幅比

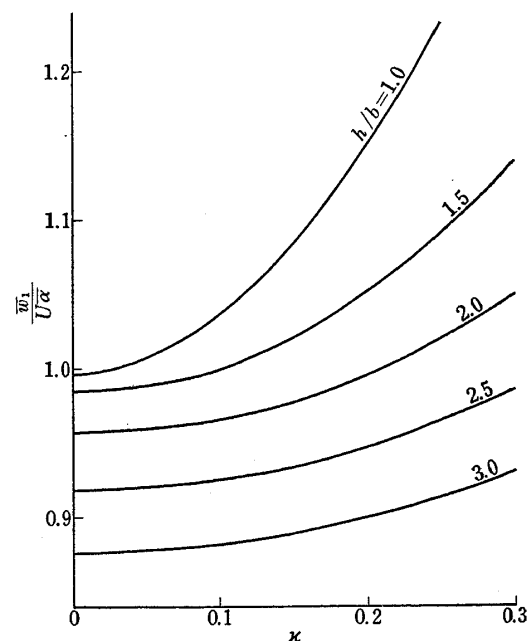


図 A.3 無次元の吹下しの振幅

* 機体第一部

一平面内における無次元の吹下しの振幅 $w_1/U\alpha$ の無次元振動数 κ に対する変化を翼間隔半弦長比 h/b をパラメータとしてプロットしたもので、 α は翼のピッチ角の振幅、 b は半弦長である。ピッチ軸は 1/4 翼弦点にとった。吹下しが κ と共に増加するのは、循環の振幅が 3/4 翼弦点の上下速度の振幅に比例し、これが振動数と共に増加することにもとづく。与えられたピッチ角の振幅に対して、翼間隔が小さい程、また翼弦長が大きい程大きい吹下しの振幅を得ることができることがわかる。しかし振動数 0 の極限 ($\kappa \rightarrow 0$) において $w_1/U\alpha$ が 1 より大きくなることはない。

以上の考察によって、一様な振幅の吹下しを得るためには翼間隔を小さくする必要があり、またピッチ角に対する吹下しの効率の点では小さい翼間隔と大きい翼弦長が望ましい。しかし翼間隔をあまり小さくし、翼弦長をあまり大きくすると気流の損失が増加するばかりでなく、翼列の駆動動力も増加するので得策でない。設計値の翼間隔 $h=155$ mm、翼弦長 $2b=200$ mm、最大ピッチ角 $\alpha_{\max}=0.15$ rad は以上の点を考慮して決められた。

設計値に対する以上の諸点を検討してみよう。

(i) 式 (A.2) より、翼後縁から

$$\frac{5h}{\pi} \doteq 250 \text{ mm}$$

以上後方では振幅は気流方向に一定となる。

(ii) $U=20$ m/s, 振動数 20 c/s ($\omega=40\pi$ rad/s)

とすると、式 (A.3), 図 A.2 によって

$$\kappa=0.31 \quad (\lambda=1 \text{ m})$$

$$w_2/w_1 \doteq 0.9$$

が得られる。通常の作動条件であるより高い風速、より低い振動数（より大きい波長）では w_2/w_1 はこれより改善される。

(iii) $h/b=1.55$ であるから、図 A.3 より $\omega \rightarrow 0$ のとき

$$w_1/U\alpha=0.98$$

模型が感ずる迎角変化の振幅 $\alpha_G=w_1/U$ の $\omega \rightarrow 0$ のときの最大値は

$$\alpha_{G\max}=0.98\alpha_{\max}$$

$$\doteq \alpha_{\max}$$

である。

- TR-332 非線型層流安定理論と数値計算
(第2報 平行流における有限擾乱理論と二
次元 Poiseuille 流れへの応用)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory
with Numerical Calculations
—Part 2 Theoretical Analysis and the
Numerical Results for Plane Poiseuille
Flow— 1973年7月 伊藤信毅
- TR-333 非線型層流安定理論と数値計算
(第3報 平板境界層における有限擾乱の計
算)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory
with Numerical Calculations
—Part 3 Numerical Results for the Flat
Plate Boundary Layer— 1973年7月 伊藤信毅
- TR-334 音波と乱流の干渉によるソニックブーム波形
の变形
Distortions of Sonic Boom Pressure Signa-
ture by Sound and Turbulance Interaction 1973年8月 河野長正

航空宇宙技術研究所報告 335 号

昭和 48 年 9 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 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12

Printed in Japan