

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-345

液体ロケットターボポンプ用平板ヘリカル
インデューサの実験的研究

上条謙二郎・鈴木昭夫

1973 年 10 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
(第一報 空冷タービンの設計および
全体性能に関する実験的研究)
Aerodynamic 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 Opera-
tional Amplifiers on Turbulence Intermi-
tency 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
Attractions 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型尾翼の水平尾翼に働く,
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-188TA | Inaysis of the Anisoelastic Errors of a
Floated Single Degree of Freedom
Intergrating Gyro | June 1973 | Masao OHTSUKI,
Hirokimi SHINGU,
Jyoji TABATA,
Takao SUZUKI,
Shigeharu ENKYO |
| 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 5 cm
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 (Measure-
ment by Static Load Test and Vibrations
Test and Calculation by Finite Element
Method) | 1973年 7 月 | 宮地敏雄, 小河昭紀
星谷昌二, 祖父江 靖 |
| TR-330T | On the Linear Theoy of Thin Elastic
Shells | July 1973 | Tatsuzo KOGA
Susumu TODA |
| TR-331 | 非線型層流安定理論と数値計算 一第一報
べき級数展開による Orr-Sommerfeld 方
程式の数値解法一
A Non-linear Hydrodynamic Stability The-
ory with Numerical calculations —Part 1
A Power Series Method for the Nume-
rical Treatment of the Orr-Sommerfeld
Equation— | 1973年 7 月 | 伊藤信毅 |
| TR-332 | 非線型層流安定理論と数値計算 一第二報
平行流における有限擾乱理論と二次元
Poiseuille 流れへの適用一
A Non-linear Hydrodynamic Stability The-
ory with Numerical Calculations —Part 2
Theoretical Analysis and the Numerical
Results for Plane Poiseuille Flow— | 1973年 7 月 | 伊藤信毅 |

液体ロケットターボポンプ用平板ヘリ カルインデューサの実験的研究*

上 条 謙 二 郎** 鈴 木 昭 夫**

An Experimental Investigation of Flat-Plate Helical Inducers for Rocket Turbopumps

By

Kenjiro KAMIJO and Akio SUZUKI

The effects of leading edge sweepback and hub taper on the cavitation performance and the outlet flow field were investigated experimentally with flat plate helical inducers. The present experiment, conducted in a water cavitation tunnel, places the emphasis upon measurements of three-dimensional velocity distributions with use of a five-hole pitometer, as well as overall performances, and visual observations of cavitations.

Improved suction performances obtained with a sweepback inducer may be attributed to the preventing effect of the sweepback on cavitation developments near the blade tip. In addition, the inducer showed an improvement in efficiency and reduced three-dimensionality of the flow.

The flow field measurement of a tapered hub inducer revealed somewhat small deviation angle and less steep axial velocity distribution, which may have resulted in larger head rise than a parallel hub inducer.

The effect of dissolved air in water on the cavitation performances and some problems encountered in this experiment are described briefly.

1. ま え が き

小型・軽量化の要求がきびしい液体ロケットエンジン用ターボポンプでは、一般にその回転数はでき得るかぎり高くする必要があるが、実際には高速化を妨げるいろいろな障害がある。それらの主なものは高速回転体の強度や振動等の構造的な制約、軸受やシール面の潤滑上の制約、およびキャビテーションにともなう吸込性能低下による制約等であるが、構造や潤滑等の問題を別とすれば、流体機械として最も重要な問題は高速下の吸込性能である。これまで実用化されているロケット用ポンプは遠心形から軸流形までの広範囲にわたっているが、いずれもポンプ入口部にはヘリカル形等のインデューサを装備して吸込性能の向上を図っており、米国等においては毎分数万回転級の高速・高

出力ポンプがいくつも開発されている。しかしわが国では従来、ロケット用ターボポンプについては非常に限られた試作経験があるだけで、高性能化等に必要設計資料の蓄積はきわめてとぼしい。また米国等の資料でも実際に設計に用いるとなると従来公表されているものだけではまだ不十分な状態である。筆者らは現在、主として極低温推進薬を対象としたターボポンプ各要素の研究を行っているが、インデューサについては、実際に試作ポンプに装備した場合の性能評価²⁰⁾と併行して、本報告にのべるようなキャビテーション水槽を用いたインデューサ単独の研究も進めている。キャビテーション水槽を用いた研究では、従来明確にされていない設計パラメーターについて、これらの影響を主に実験的に明らかにして具体的な設計データを得ることを当面の主目的としている。

ポンプインデューサは主羽根車がキャビテーションによって性能低下を来さないように必要な予圧を与

* 昭和 48 年 10 月 2 日受付

** 角田支所

えるために用いられるもので、一般に主羽根車と同軸で回転する一種の軽負荷軸流ポンプである。ロケットポンプではキャビテーションインデューサと呼ばれているように、インデューサはある程度キャビテーションが発生している状態で作動する。このようにインデューサにとっては、主羽根車に必要な吸込水頭を与えると同時に、吸込性能すなわちキャビテーション性能がすぐれていることが基本的条件であるが、このほかたとえば、インデューサで発生したキャビティは主羽根車に悪影響を与えない程度に抑制されたものであること、インデューサと主羽根車間の流れのマッチングが良好であること、さらにキャビテーションに伴う振動がより少ないこと等の諸条件が課せられる。このように要求される条件が複雑で設計パラメータも多いため、インデューサの形式についても種々のものが考案され、実験されているが、これまでの実用エンジンに用いられているもののほとんどはねじ形のいわゆるヘリカルインデューサであり、筆者等の当面の研究対象もこれである。やや特殊なものとしては2段式のタンデムインデューサ、これを発展させたスーパーキャビテーションタンダムインデューサ、あるいは翼をシュラウド側に固定しハブを除いたハブレスインデューサ等があるが、それぞれ特長を持っており今後の研究が期待される。なおヘリカルインデューサの翼は平板（キャンパーなし）よりもキャンパー付の方が広く用いられており、筆者らも双方を対象としているが、より基本的な平板インデューサの吸込性能あるいは揚程等に関する資料は、キャンパー付インデューサの設計や実験結果の解釈等に非常に役立つことが明らかになっている²⁷⁾。

さてインデューサに関する研究はこれまで特にロケットポンプの発達にともなってさかんに行なわれ、かなりの数の報告も発表されている。それらの例をあげると、主に吸込性能を扱ったもの^{1)~7)}、キャビテーションに伴う振動等を扱ったもの^{8)~10)}、インデューサ内あるいは出口部の流れを扱ったもの^{11)~16)}、および液体水素等の極低温推進薬で顕著となる、キャビテーションに対する熱力学的効果を扱ったもの等^{17)~21)}である。しかし実際の設計に必要な具体的資料は公表されていないものも多いためあって、まだ不十分である。最も基本的な平板あるいはキャンパー付ヘリカルインデューサについても諸性能がかならずしも明らかにされていない点もあり、実際の設計に際しては実験値や経験に頼らなければならないパラメータも多いようである。たとえば前縁後退角はかなり大きくとったものが

用いられる例が多いが、これについて一般には、翼前縁ティップ付近の強度上の利点の他に、吸込性能の向上に効果があるとされているものの、後退角に関する詳しい資料はあまり見当たらないようである。Wright⁶⁾は高い吸込比速度が得られた後退角インデューサ付き試作ポンプについてのべているが、後退角そのものの影響を明らかにしていない。Davis¹⁴⁾等はインデューサの振動解析を目的とした研究の中で後退角については資料不足のため今後の課題としている。またインデューサ全体の形状についても、入口における流量係数を小さくするためにハブあるいはティップにテーパを付けたものが用いられることが多いが、このテーパの効果や揚程、各速度成分、偏向角度等におよぼす影響も明確にされていないようである。たとえばSoltis^{11),12)}等が平行ハブの平板ヘリカルインデューサについて、出口流速分布を調べた報告の中でも後退角やテーパハブについては触れていない。

本報告は最も基本的な平板ヘリカルインデューサを用いて、一般性能および出口流れ場の測定、キャビテーション発生状況の観察、および若干の理論的考察を行い、主として前縁の後退角およびハブのテーパの影響に関する知見を与えると同時に、空気含有量の吸込性能におよぼす影響や実験中に発生した2, 3の問題についても述べたものである。

2. 実験装置と方法

実験に使用したキャビテーション水槽は昭和45年度に航空宇宙技術研究所角用支所に設置されたものである。その主系統を図1、外観を図2、またインデューサ試験部の詳細を図3、その外観を図4に示した。供試インデューサの駆動源は185 kW 可変速直流電動機であり、これを歯車で6倍に増速し、最高24,000 rpmの回転数を得ることができる。高速部には図3のように油潤滑のボールおよびローラベアリングとメカニカルシールが使用されている。このキャビテーション水槽の特徴として水中の空気含有量を3 ppm（重量）程度まで脱気することが可能であるが、これは水槽内の水を減圧下の脱気タンク内に噴出しつつ循環する方法による。なお実験水の空気量測定には沼知式測定器を用いた。

実験時のインデューサ入口圧力は図1のアクümüレータの空気圧力により、また流量は遠隔制御弁により調節され、インデューサの平均流量は図1のベンチュリ管、回転数は電磁式ピックアップ、またトルクは位相差方式トルク計によって測定される。

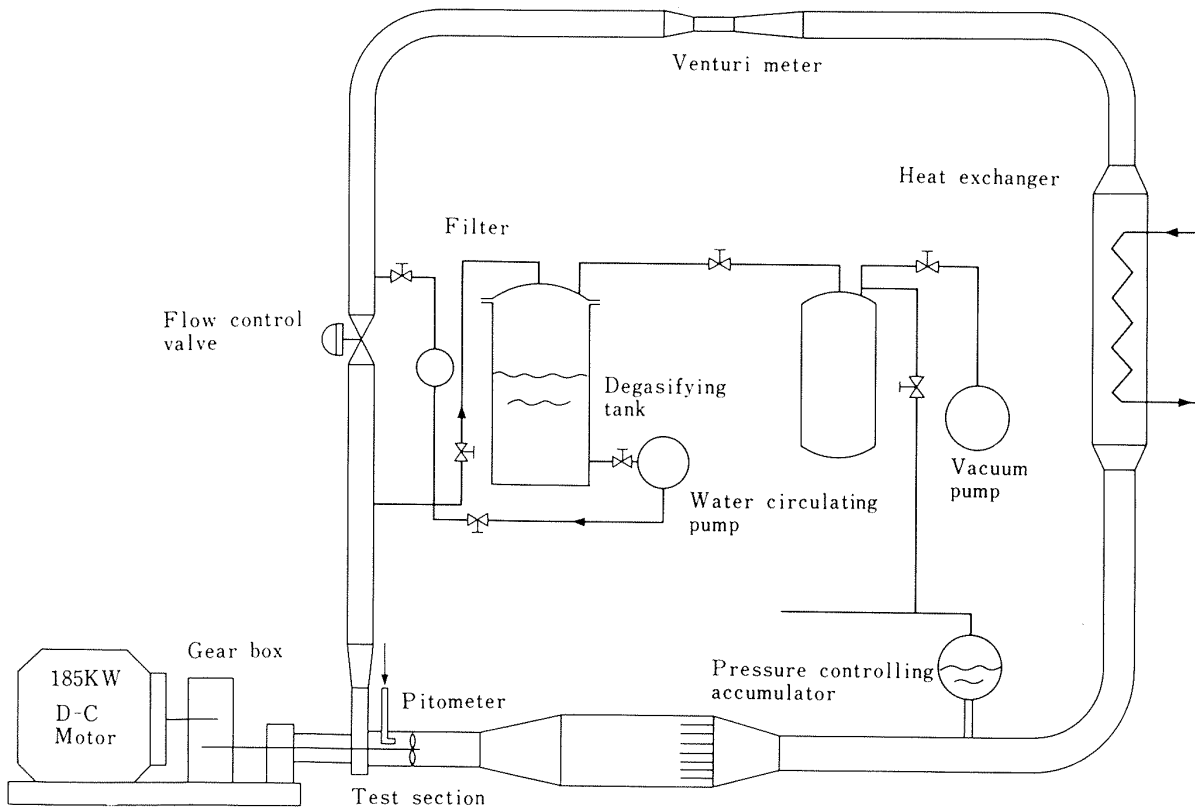


Fig. 1 Cavitation tunnel

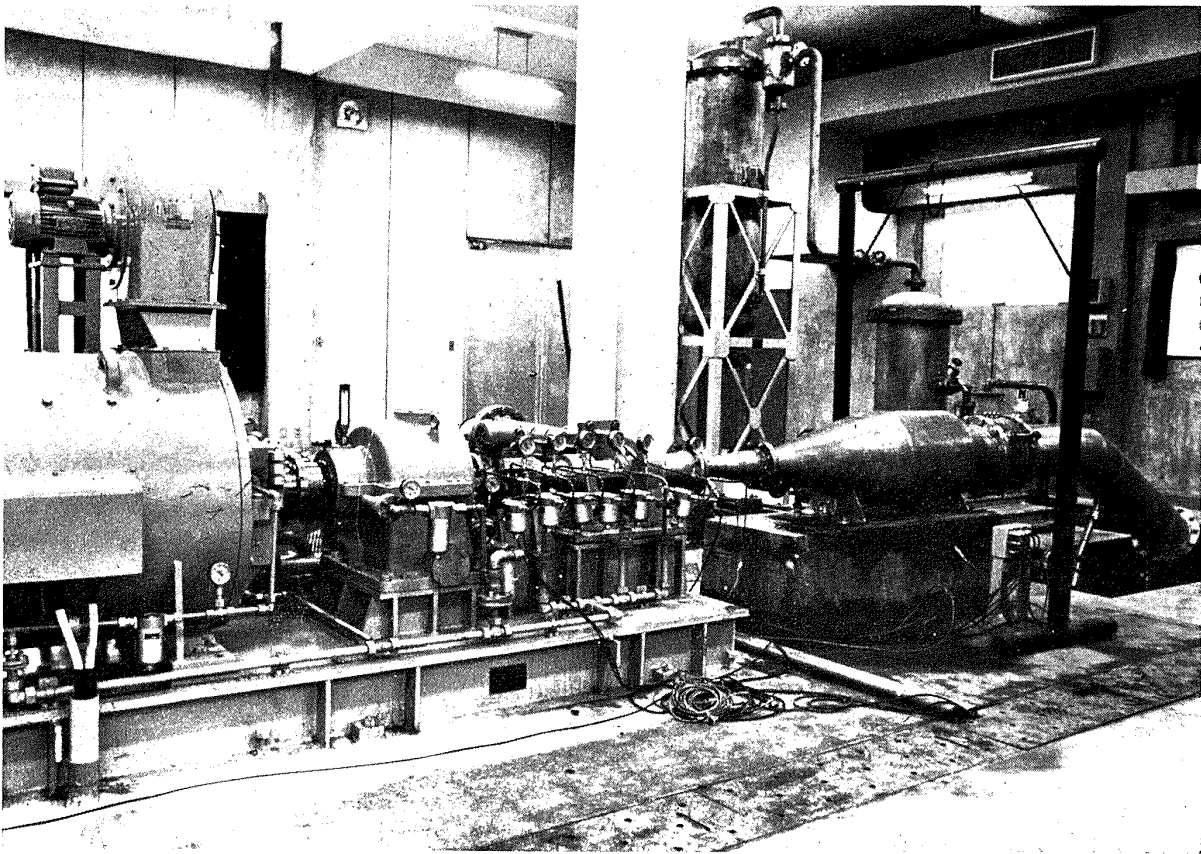


Fig. 2 Photograph of the cavitation tunnel

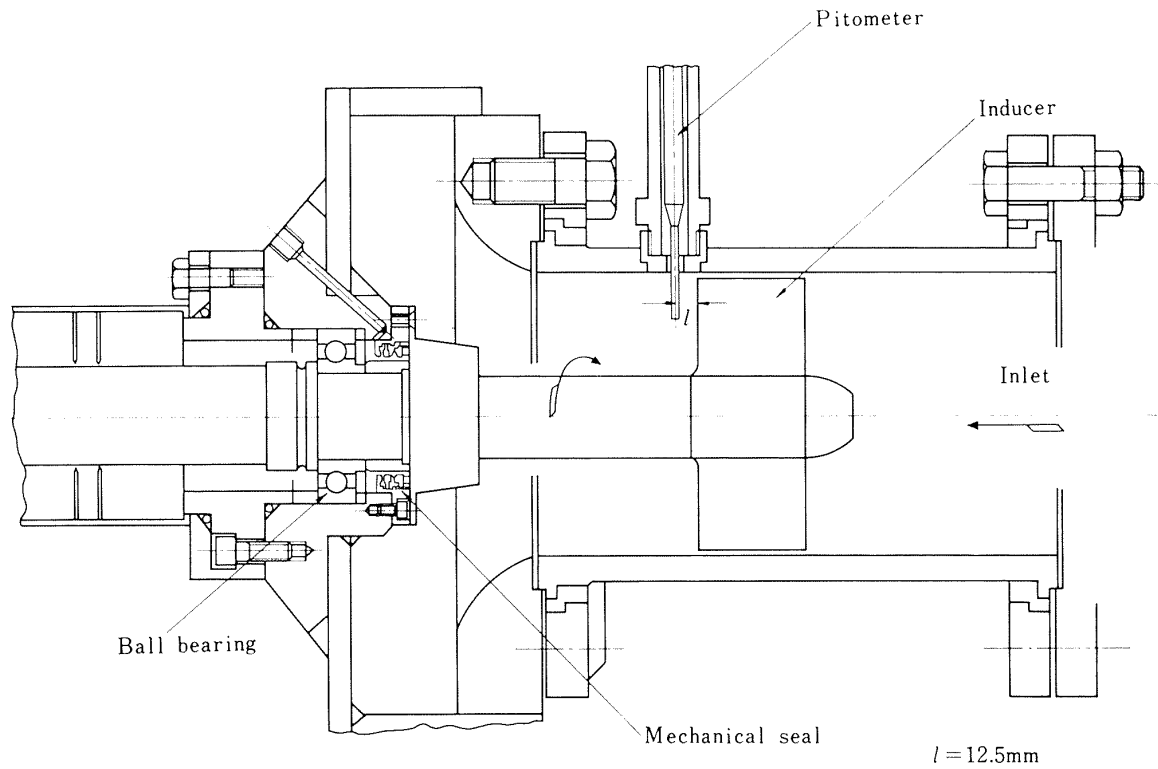


Fig. 3 Test section

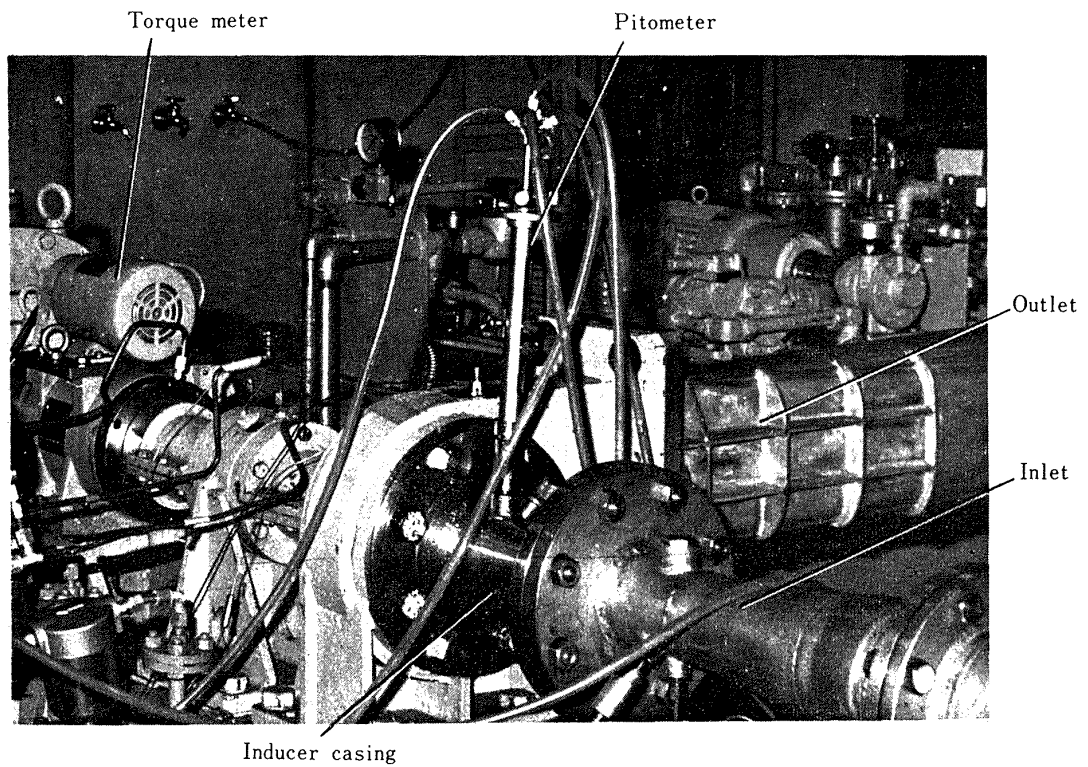
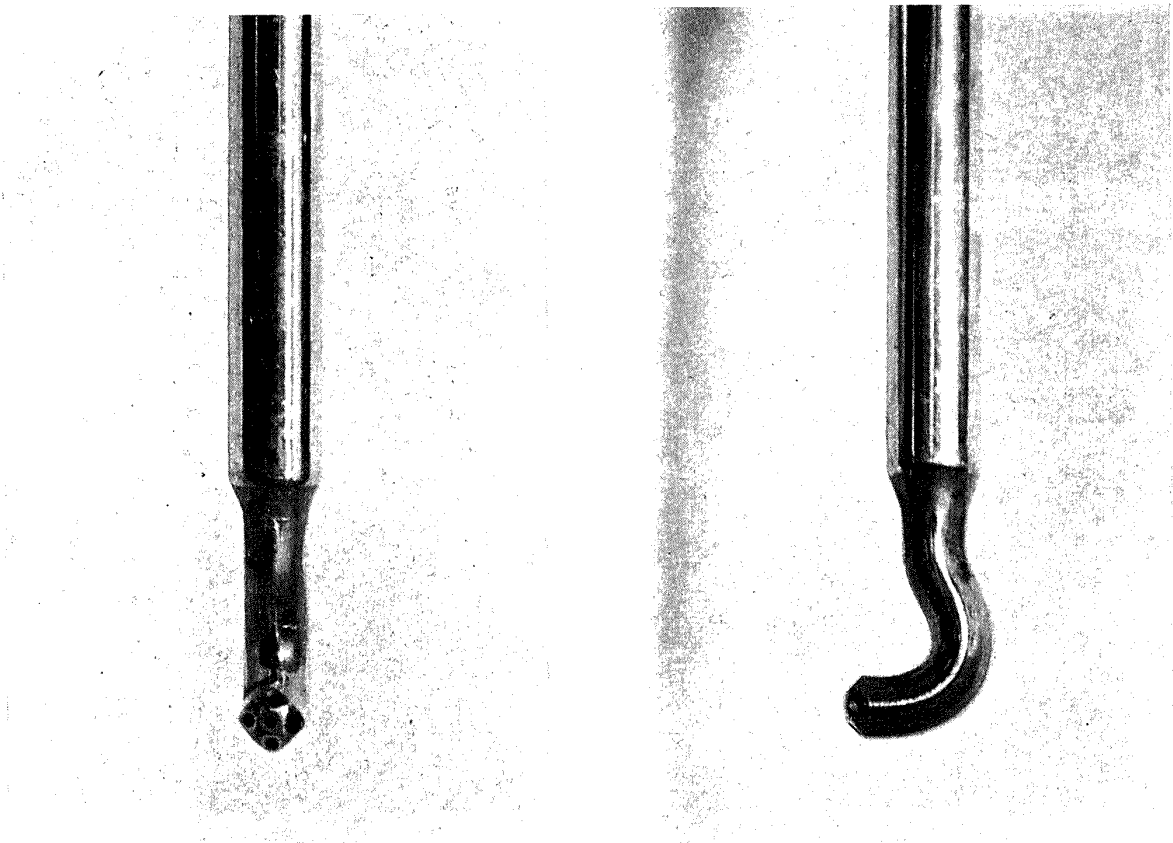
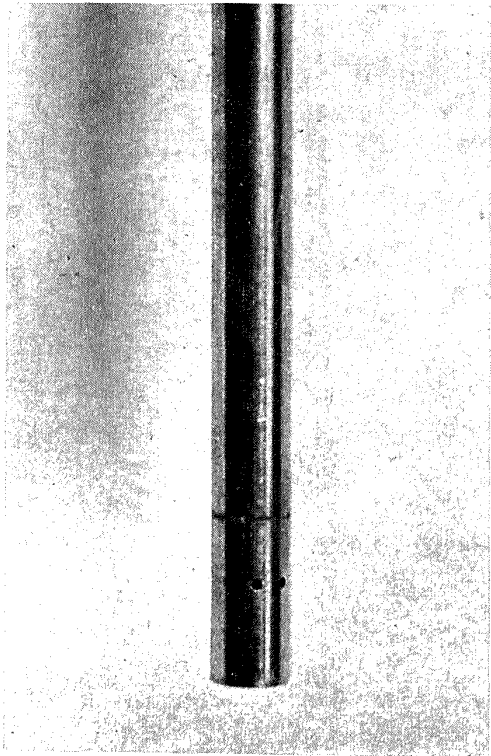


Fig. 4 Test section showing pitometer, torque meter and inducer casing.



(a) Five-hole pitometer



(b) Three-hole pitometer

Fig. 5 Probes

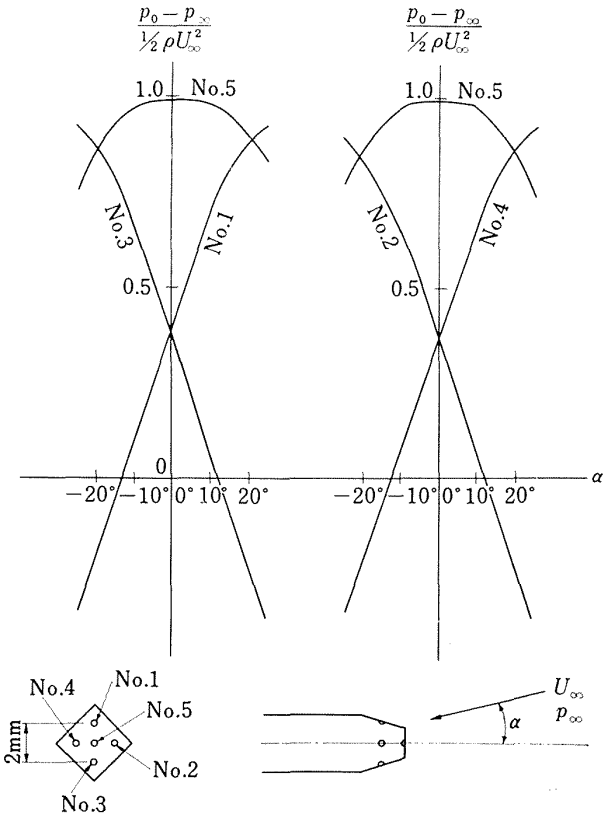


Fig. 6 Characteristics of a five-hole pitometer.

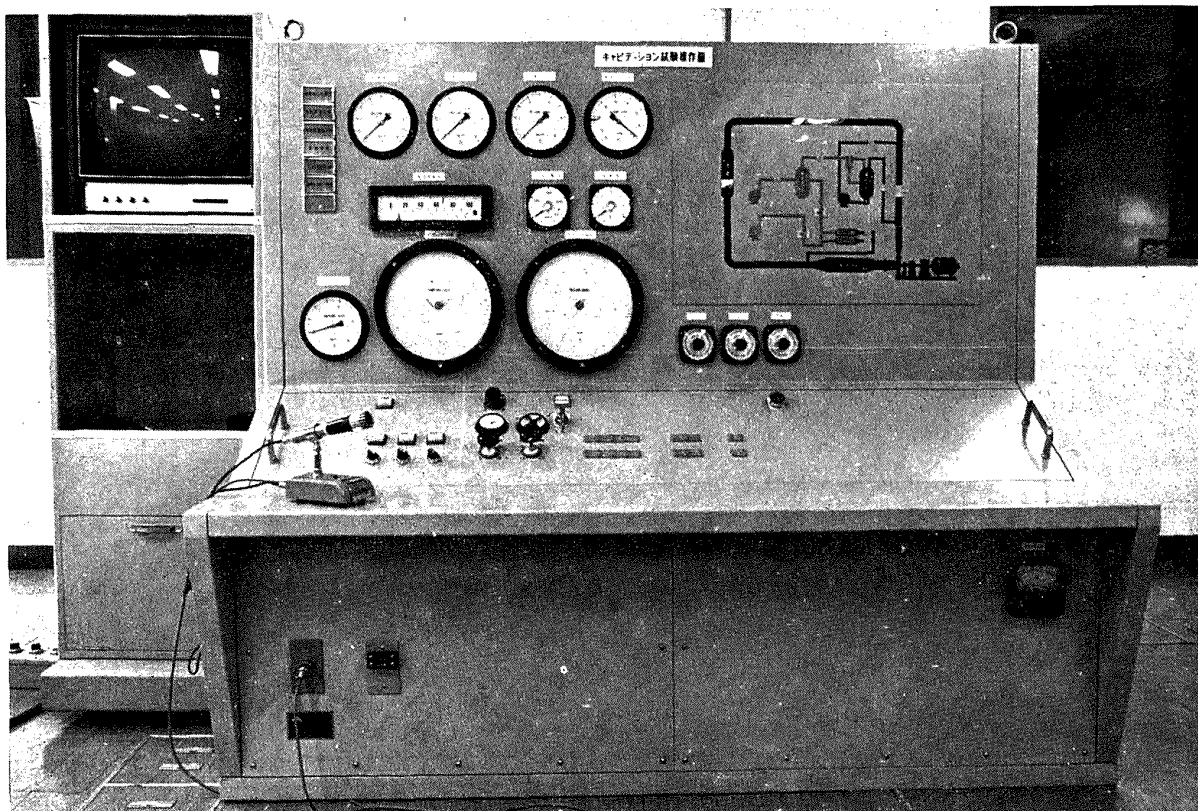


Fig. 7 Control panel.

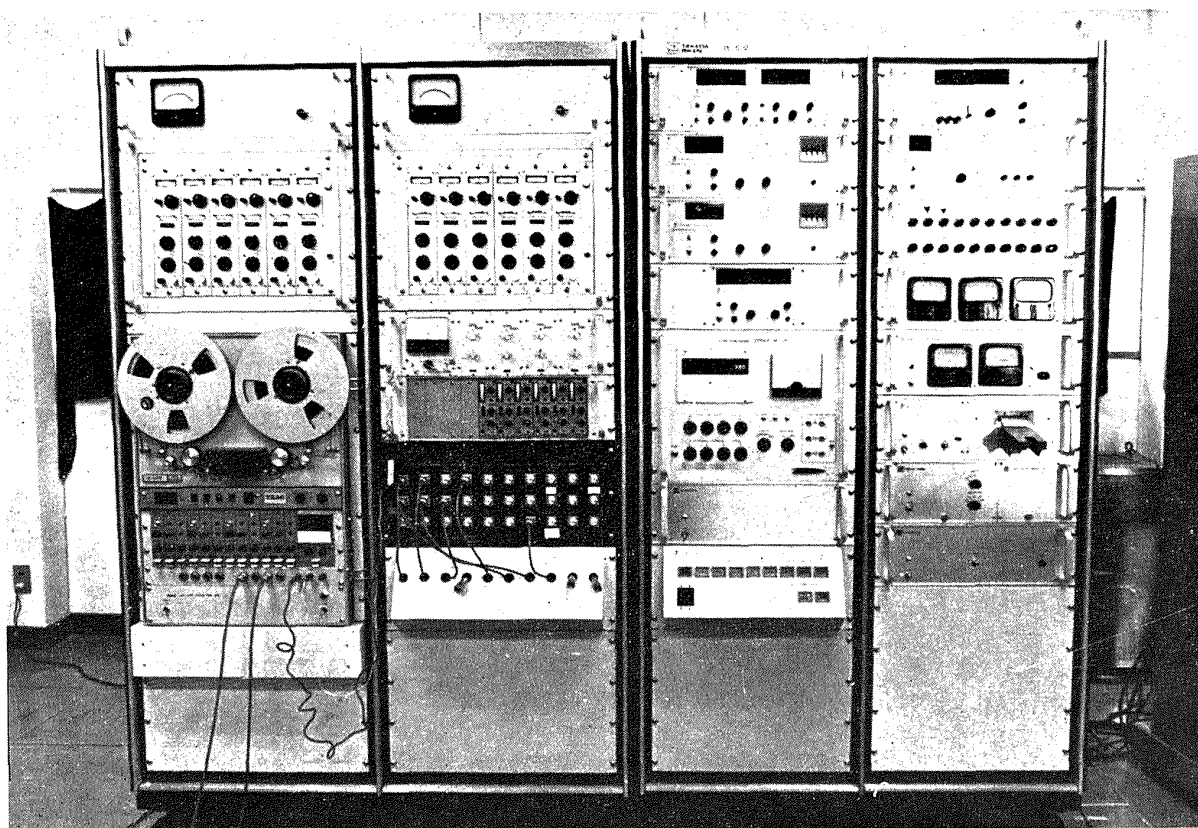


Fig. 8 Data acquisition system.

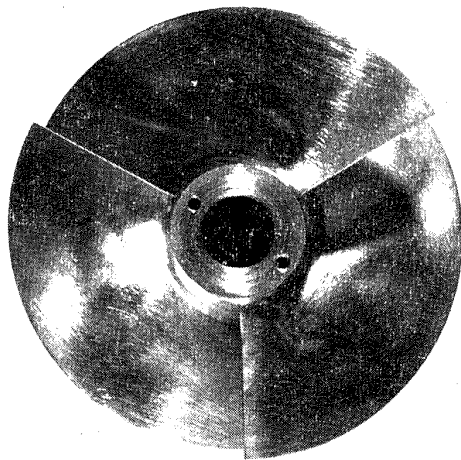
インデューサの入口、出口部の流速分布、揚程、効率、偏向角度等の測定には空気および水で検定した3孔および5孔ヨーメータ(図5)を用いたが、その特性の一例を図6に示す。またヨーメータの全圧と差圧、ベンチュリ管差圧、インデューサ入口、出口壁面圧力等の測定にはすべて精度 $\pm 0.5\%$ F.S. の力平衡型圧力伝送装置を用いた。またこれ等のアナログ量はA-D変換器によりデジタル量に変換されプリントされるが、この精度は $\pm 0.02\%$ F.S. である。参考のためキャビテーション水槽の操作盤および計測装置の

外観を図7、図8に示した。

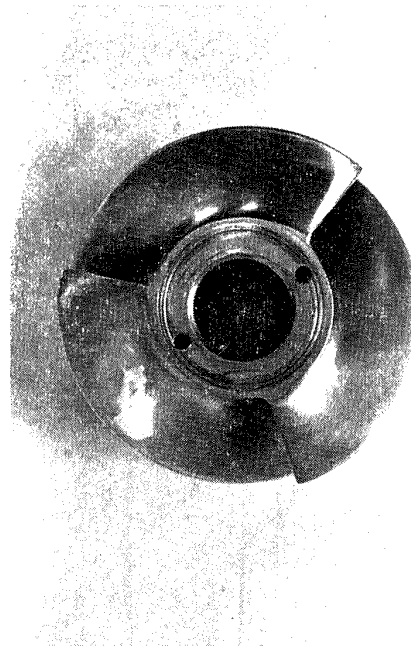
なおこの実験ではインデューサ試験部に透明なアクリル製ケーシングも使用し、キャビテーション発生状況の観察をストロボおよび高速度写真により行った。

3. 供試インデューサ

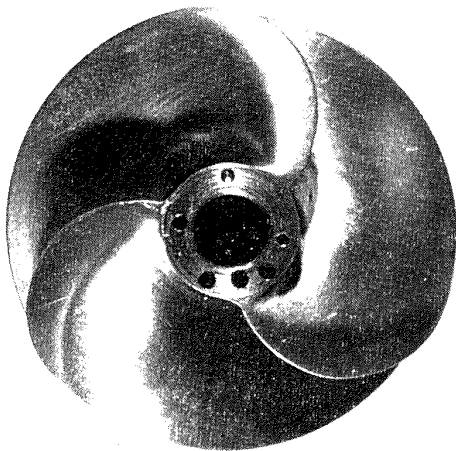
供試インデューサはすべて平板ヘリカルインデューサであるが、その主要寸法を表1に外観を図9に示す。このうちインデューサはA、Bは平行ハブで、翼前縁に後退角の無いもの、ただしインデューサBは吸込



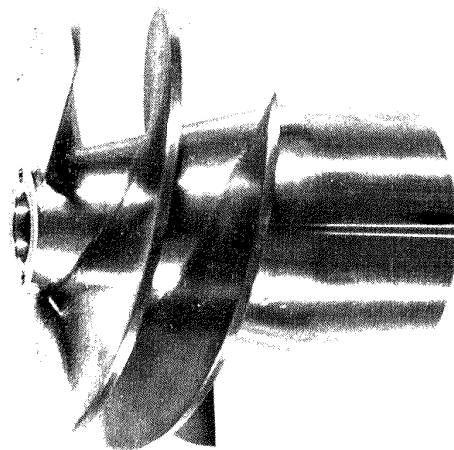
Inducer A



Inducer B



Inducer D (with sweep back)



Inducer E (with tapered hub)

Fig. 9 Photographs of test inducers.

Table 1. Blade geometry of test inducers.

		A	B	D	E	N*
Tip diameter	D, mm	127.0	76.2	127.0	127.0	126.0
Hub-tip ratio (inlet)	ξ_{h1}	0.291	0.486	0.291	0.291	0.5
Hub-tip ratio (outlet)	ξ_{h2}	0.291	0.486	0.291	0.5	0.5
Number of blade		3	3	3	3	3
Blade thickness	t, mm	3.3	2.0	3.3	3.3	2.54 ~4.83
Solidity (tip)	S	2.1	2.0	1.6	2.0	1.9
Blade angle at tip	β_t	12°	12°	12°	12°	12°

* Reference

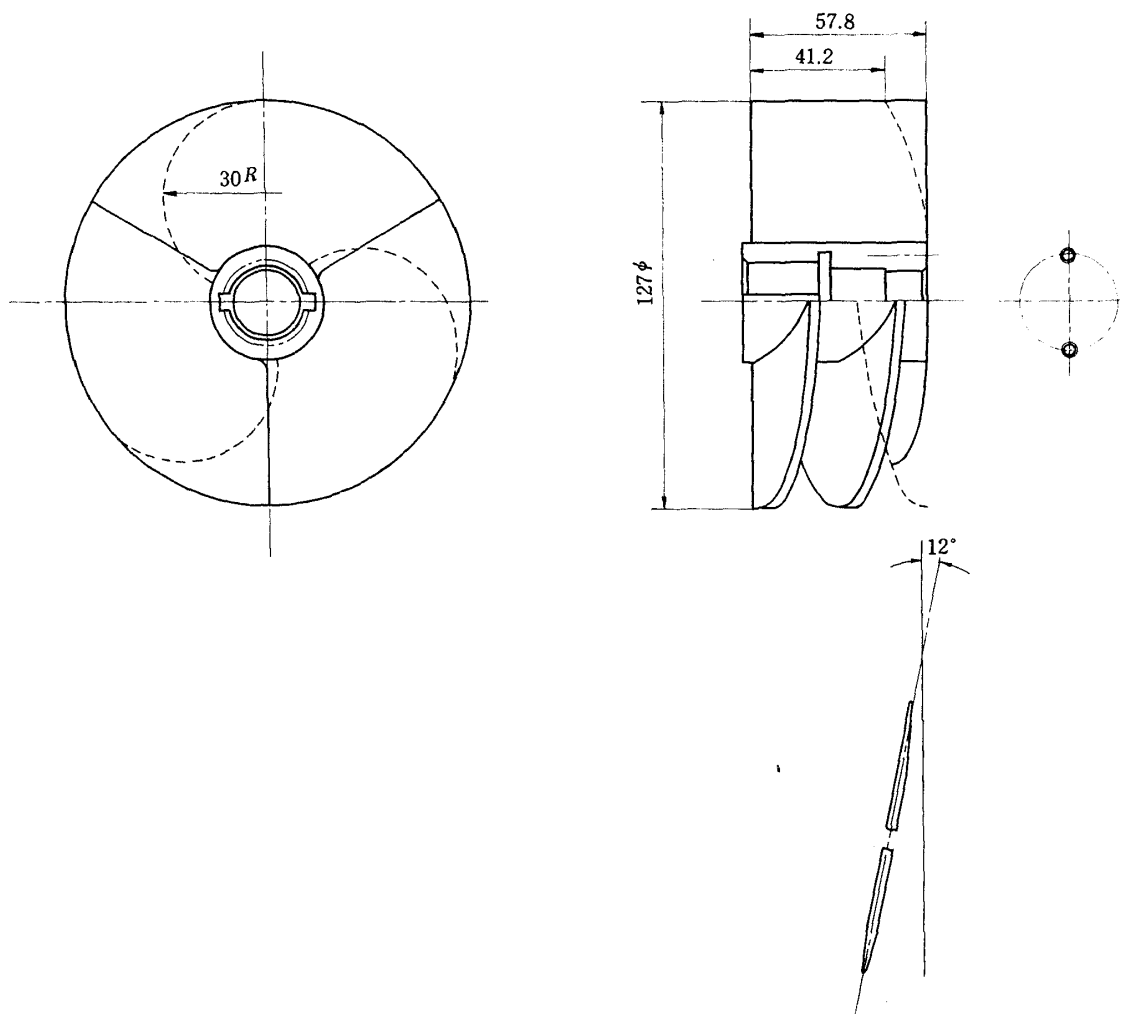


Fig. 10 Geometry of inducer D (with sweep back).

性能に対する空気量の影響のみを調べた供試品である。インデューサDは平行ハブで翼前縁に後退角を有するもの、インデューサEはテーパハブで前縁に後退角を持たないものである。なお表1のインデューサNは文献¹¹⁾のもので実験結果の比較のため引用したものである。

インデューサDについては後退翼の形状、リーディングエッジ部の形状等を図10に示す。なおすべての供試インデューサのリーディングエッジ先端部はできるかぎり同一形状となるように製作した。供試インデューサの材質はすべて不銹鋼(SUS27)である。

4. 実験結果と考察

4.1 吸込性能

(a) 空気含有量の影響

ターボポンプ用インデューサの研究では水で実験される例が多いようであるが、この場合、単一組成の極低温推進薬、すなわち液体酸素や液体水素に実験結果を利用するには、水中の空気含有量の影響を明確にしておかなければならない。またこの空気量の影響は極低温推進薬で特に顕著となるキャビテーションに対する熱力学的効果を水と比較して調べる場合にも前もって知らなければならない問題でもある。

キャビテーションの初生に対する空気含有量の影響に関してはかなり多くの実験結果が報告^{21)~28)}されているが、インデューサ内に見られるような十分発達したキャビテーションあるいはその結果生じる性能低下に与える空気含有量の影響に関する研究はあまり見当

らないようである。そこでまずインデューサBを用いて空気含有量の影響を調べてみたが、その結果を図11, 図12に示す。この実験では万一の大気の侵入を防ぐため回転数を比較的高くすることによって要求吸込水頭を大きくし、インデューサ入口静圧が大気圧力以下とならないように注意した。図11は回転数を流量を一定のままとし、入口圧力を徐々に下げた場合、キャビテーションの進行に伴って揚程が低下する様子を示したものであり、図12はこれをキャビテーション係数で整理したものである。図の縦軸は、揚程が入口圧力に関係せずほぼ一定値を示す範囲を“non-cavitation”状態と名づけ、このときの揚程を基準にとったものである。しかし実際には図13, 16でも明らかのように、この“non-cavitation”状態でもかなりのキャビテーションをとまっており、ここで名づけた“non-cavitation”はキャビテーションが発生していないことを意味するものではない。またキャビテーション係数はインデューサ入口直前のティップ付近の静圧と蒸気圧ヘッドの差をティップの相対速度のヘッドで割ったものである。すなわち $K=(h-h_v)/(W_t^2/2g)$ である。

図11, 12から空気量の影響を見ると、キャビテーション係数で比較した場合、差は小さいように見えるが、実際の入口圧力の差はかなり大きい。これはこの実験時の回転数が従来の産業用ポンプ等に比べて著しく高いため、入口における要求吸込水頭(NPSH), すなわち入口圧力レベルが高いためと思われる。たとえばこのインデューサを2500rpmで運転した場合相

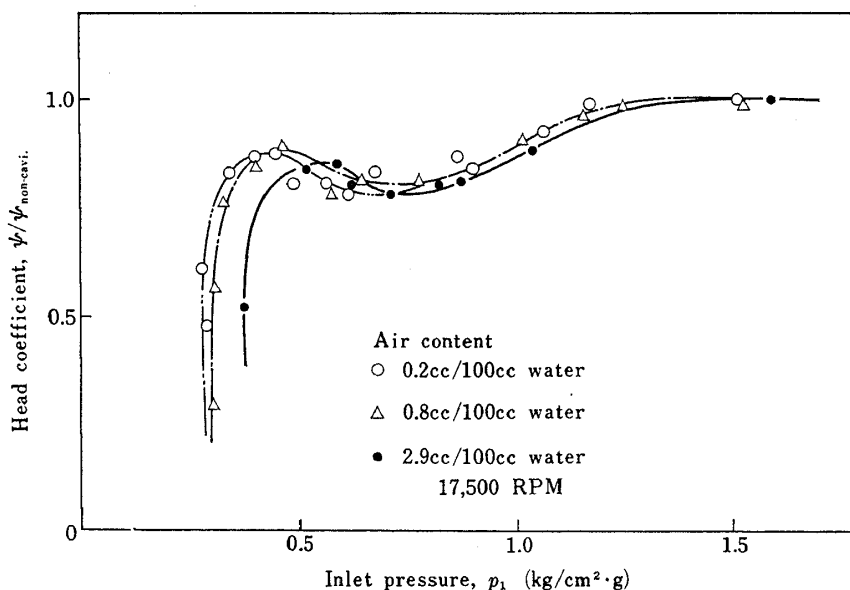


Fig. 11 Air content effect on suction characteristics. (1)

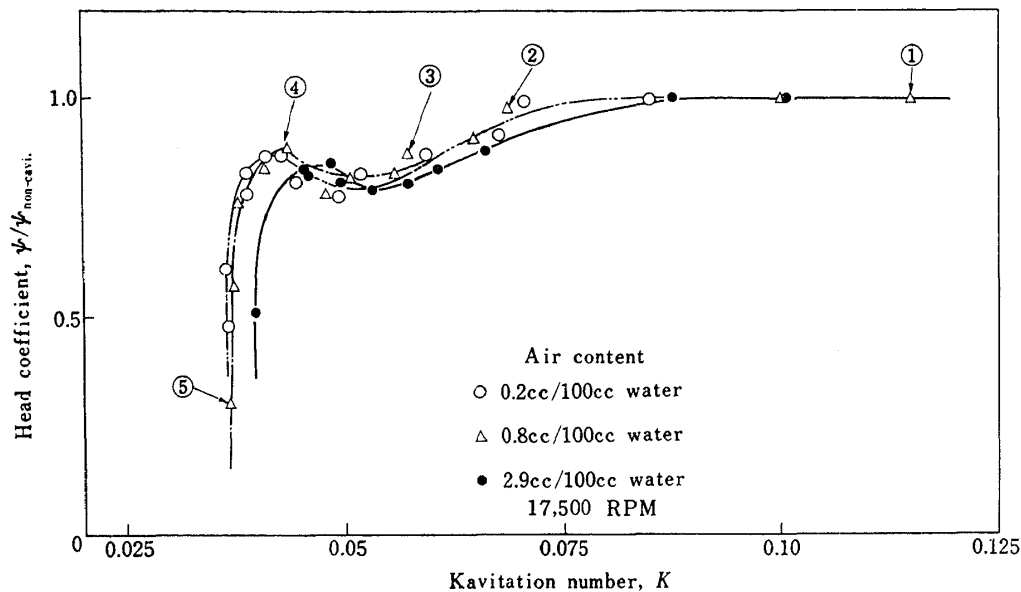


Fig. 12 Air content effect on suction characteristics. (2)

(Numbers in figure correspond to those in Fig. 13)

似たキャビテーション状態を仮定すれば空気が飽和の状態と脱気の状態における入口静圧の差は約 0.002 kg/cm^2 になることが予想される。また透明なアクリルケーシングを用いてインデューサ内に発生したキャビティを観察してみると、空気が飽和の場合 (2.9cc/100 cc water) にはインデューサ内の特に細かいキャビティの消滅する位置が不明確になり、全体的に不鮮明になるが、脱気水の場合はキャビティの消滅が図 13 に見られるように非常に鮮明であった。このような観察から水中の容存空気によって細かいキャビティの消滅が時間的に遅れるため、流路に対するブロックageが変化し、吸込性能等に影響が現われたものと考えられる。

このインデューサの実験ではティップすきまをかなり小さくしたため ($c/t=0.125$)、ティップすきまキャビテーションが非常に薄い層となって鮮明に現われた。入口圧力低下に伴うこのティップすきまキャビテーションの変化の様子を図 12 と対応させて図 13 に示した。なおこの写真には揚程降下をもたらす主原因となる羽根表面上のキャビテーションの発生状況も鮮明にあらわれているが、完全な揚程降下はキャビティが羽根の重なり合う付近に達した時に生じている。

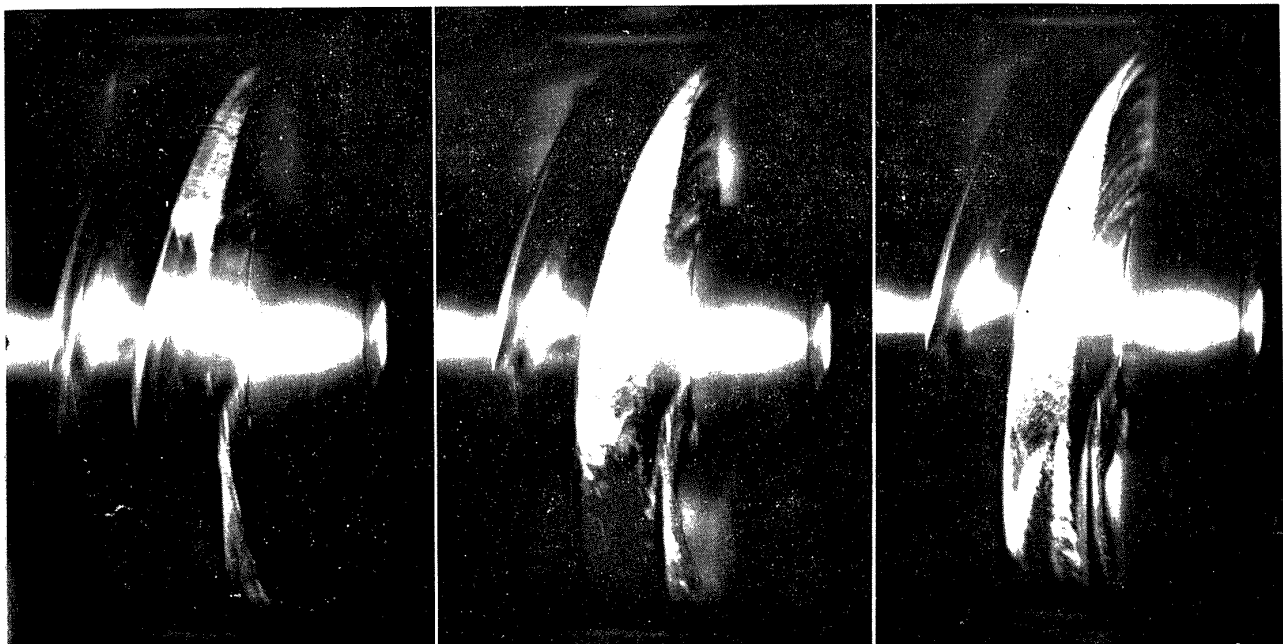
なおこのインデューサ B では流量一定として入口圧力を減じた時、キャビテーションの進行に伴って揚程が降下し始める付近で 20~30 Hz の激しいキャビティの振動が見られた。この状態の高速度写真の例を図 14 に示す。この場合にはキャビティの体積変動とキ

ャビテーションタンネル管路系の圧力変動が相互に作用しているものと考えられる。なお実際のロケットにおいても“POGO”あるいは不安定燃焼時等に類似な現象が見られるとされており、最近の研究課題の一つとなっている。

(b) 前縁後退角の影響

前縁後退角の吸込性能に与える効果を調べた結果を図 15 に示す。ここで流量係数 $\bar{\phi}=0.150$ 、ティップすきま $c/t=0.45$ について 2 個のインデューサを比較すると後退角を有するインデューサ D が A に比べてかなり吸込性能はすぐれている。またキャビテーション係数のほぼ等しい各点でインデューサ A と D のストロボ写真を比較したものを図 16 に示したが、後退角を付けた D では入口部ティップ付近の羽根表面におけるキャビテーションの発生が遅れる様子がよく表われている。吸込性能の向上の原因はこのキャビテーション発生が遅れるによるものと判断される。Wright⁶⁾は後退角のある場合、ティップ付近に流れ込む流体は後退角の無い場合と比べてより多くのエネルギーを得ることになり、これによりキャビテーション発生が遅れるものと推測しているが図 16 はこのような考え方を裏付けているものと思われる。

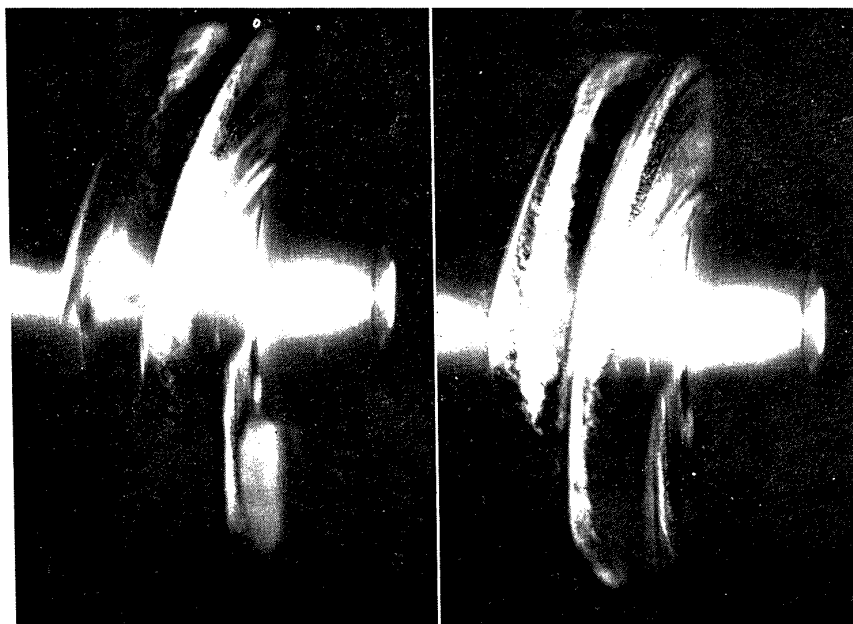
なお図 15, 16 においては同一の流量係数について比較したが、後述の図 17 に示すようにインデューサ A と D では揚程曲線が若干異っている。したがって図 15 の比較は若干厳密さを欠くが、一般に流量係数の増加に伴って吸込性能は低下するので、同一の揚程で



$K=0.115$ ①

$K=0.069$ ②

$K=0.058$ ③

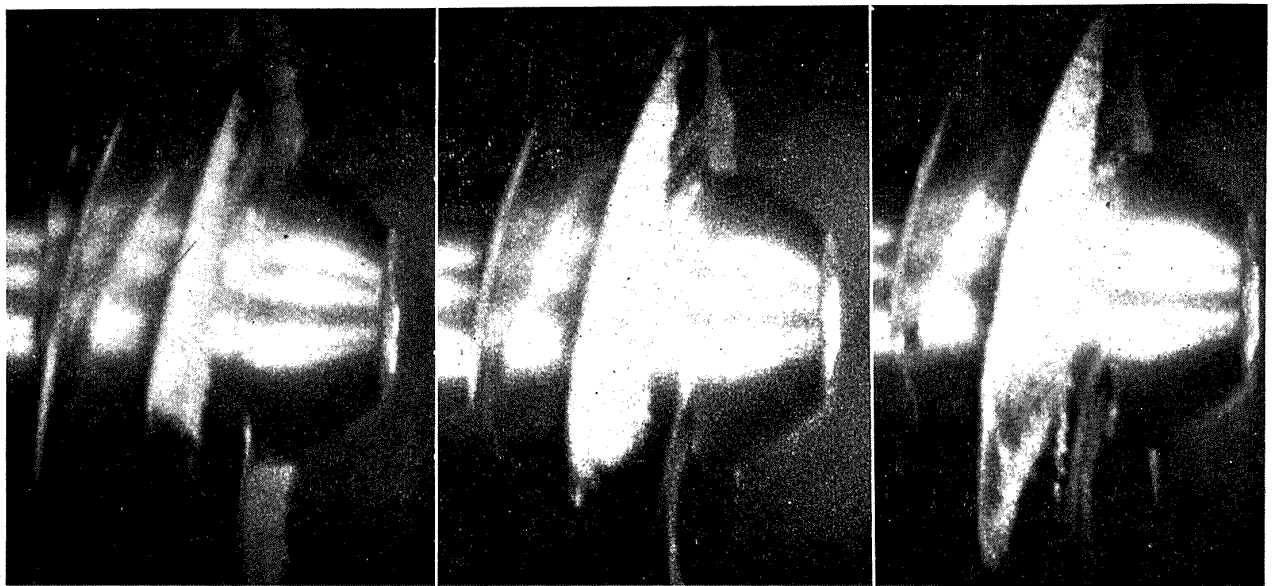


$K=0.042$ ④

$K=0.037$ ⑤

Inducer B, flow coefficient $\bar{\phi}=0.160$, air content: 0.8 cc/100 cc water, $C/t=0.125$, 17,500 rpm

Fig. 13 Photographs of the cavitation in degasified water.



Minimum cavity length

Maximum cavity length

Inducer B, flow coefficient $\phi=0.160$, air content: 0.8 cc/100 cc water,
cavitation number $K=0.068$, $C/t=0.125$

Fig. 14 High speed photographs of an unsteady type of cavitation.

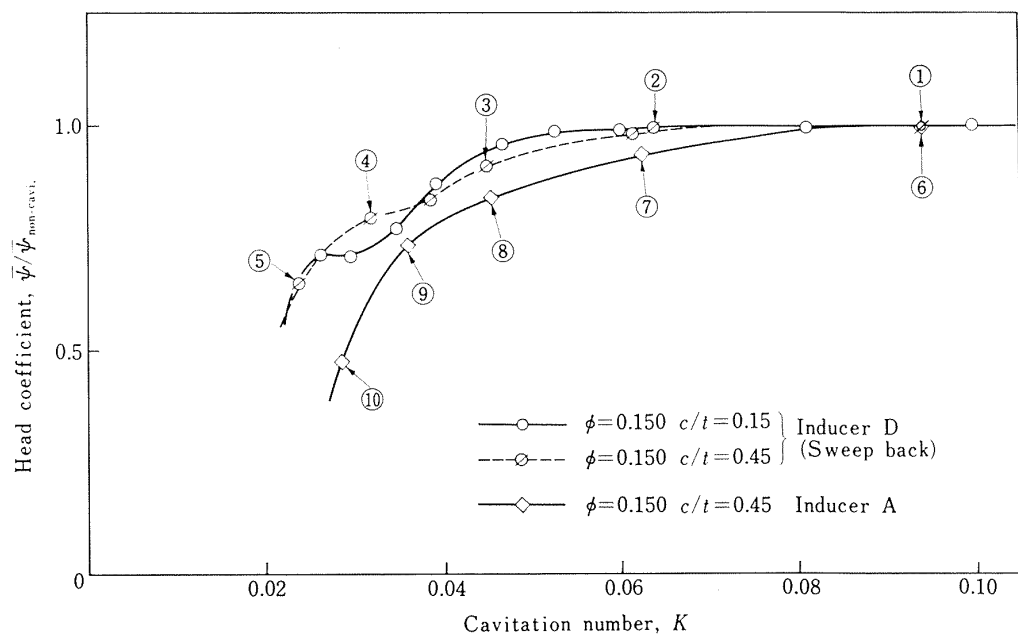
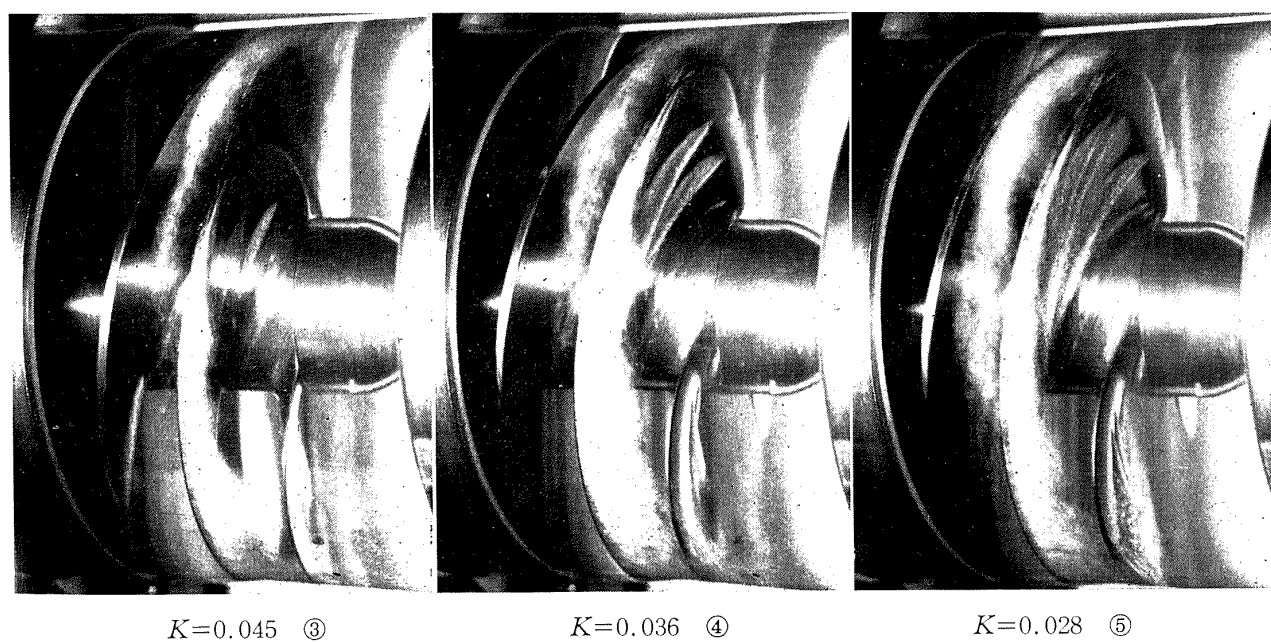
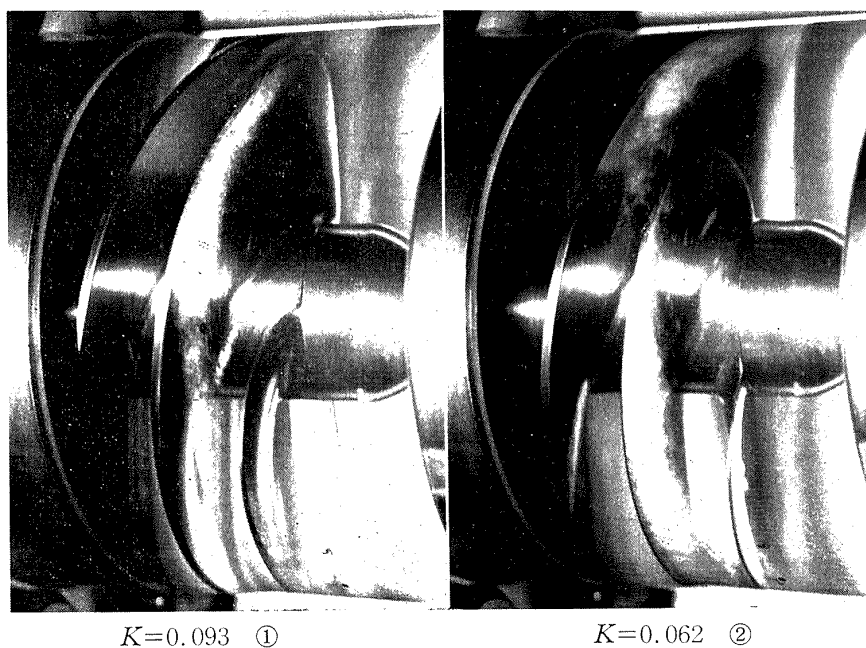
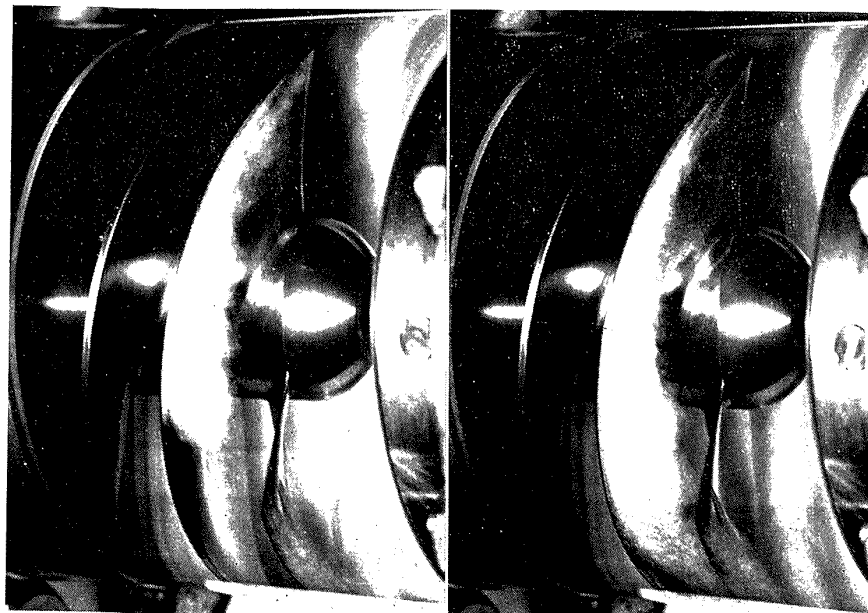
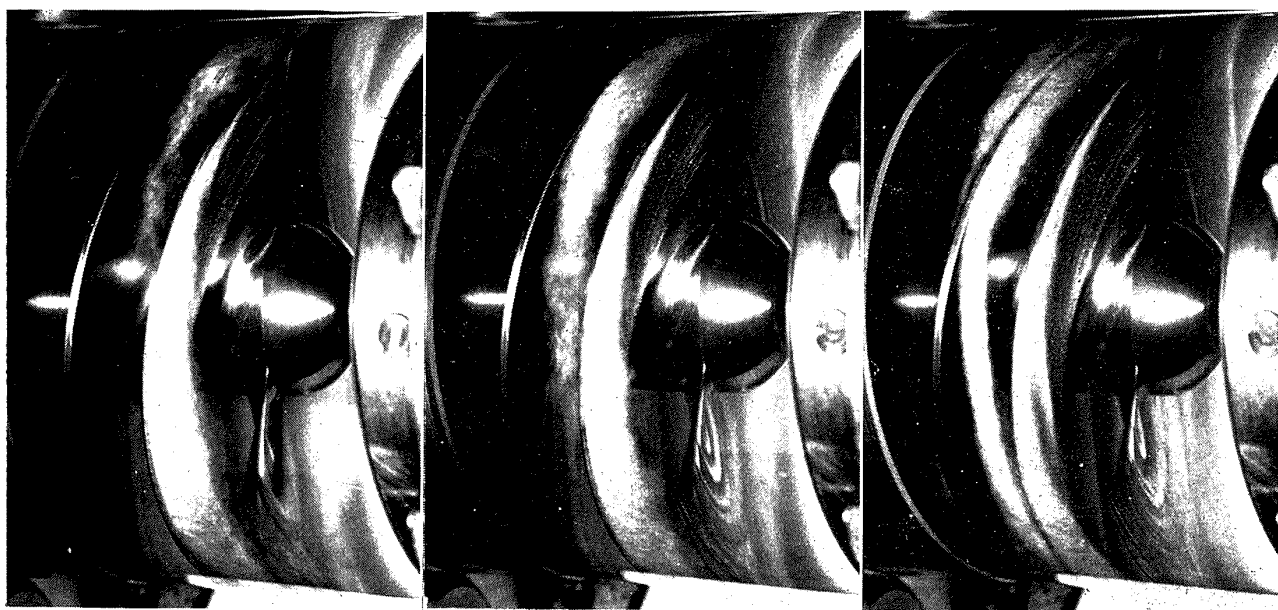


Fig. 15 Suction characteristics of inducer A and D
(Numbers in figure correspond to those of Fig. 16)



Inducer D, $\bar{\phi}=0.150$, $C/t=0.45$, 10,000 rpm

Fig. 16 (1) Comparison of the cavitation observed on inducer A and D.

 $K=0.093$ ⑥ $K=0.063$ ⑦ $K=0.045$ ⑧ $K=0.032$ ⑨ $K=0.023$ ⑩

Inducer A, $\phi=0.150$, $C/t=0.45$, 10,000 rpm

Fig. 16 (2) Comparison of the cavitation observed on inducer A and D.

比較した場合でもインデューサDはAに比べて吸込性能はすぐれているものと考えられる。

4.2 一般性能

インデューサA, D, EおよびNの平均揚程曲線と平均効率を図17に示した。ただしインデューサNは比較のため文献¹¹⁾から引用したものである。

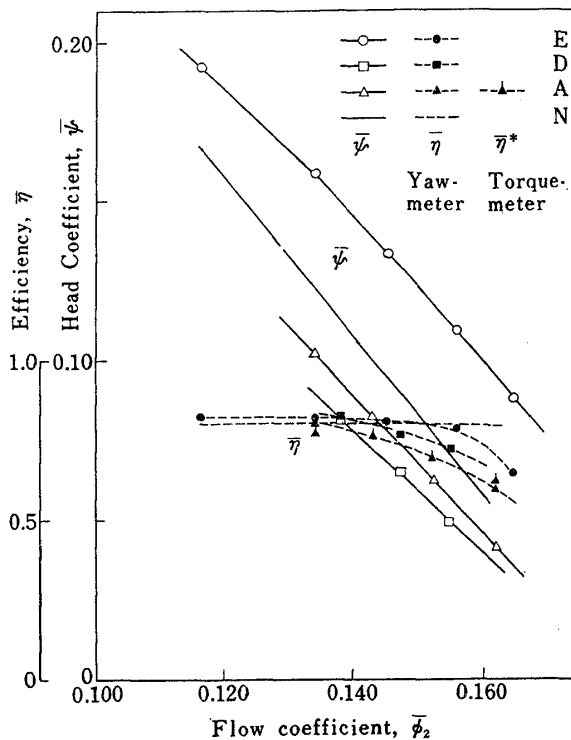


Fig. 17 Overall performance of test inducers at non-cavitating conditions.

インデューサA, DがN, Eに比べて揚程が低いのは主にボス比が小さいためである。インデューサEとNでは、インデューサ出口でほぼ同一の外径、ボス比にもかかわらずEの揚程はかなり大きい。これはハブの形状が原因となっているものと考えられるが、詳しくは後に述べる。後退角付インデューサDがAに比べて揚程が若干小さいが、これも後に示すようにソリディティの減少に伴う出口偏向角度の増加のためと考えられる。Lakshminarayana²⁴⁾は空気による実験で、流量係数 $\bar{\phi}=0.065$ において、ソリディティ1.43~2.86の範囲ではソリディティの減少に伴って揚程が増加する結果を示している。これは図17のインデューサAとDの揚程曲線の傾向とは一致しない。この相異の原因としては流量係数の著しい差が考えられるが、空気と水で本質的に異なるキャビテーションの有無の影響が明らかでない現在即断しえない。

また平均効率はインデューサDの方がAに比べて若干高い。これは流路長さの減少に伴う摩擦損失の減少と考えられ、この点に関しては上記の文献²⁴⁾の結果と一致している。

なおインデューサAについて、ヨーメータより得た平均効率とトルク計から求めた効率とを比較した結果、両者はかなり良く一致しているので、後述するヨーメータによる効率分布の測定は一応信頼し得るものとする。

4.3 インデューサ出口流速分布

(a) non-cavitation 状態における流速分布

前述のように吐出流量が一定の時、揚程が入口圧力に関係しない範囲を non-cavitation 状態と呼ぶ。この non-cavitation 状態におけるインデューサAの出口流速分布、圧力係数、効率、偏向角度等の5孔ヨーメータによる測定結果を図18~20に示す。なおこれ等の諸係数の計算方法は付録に示した。

図18では流量係数の減少に伴って圧力係数および静圧係数がハブからティップにかけて大きく変化する様子がみられるが、これはヘリカルインデューサに特有なものである^{11), 12)}。図19には各速度成分の分布

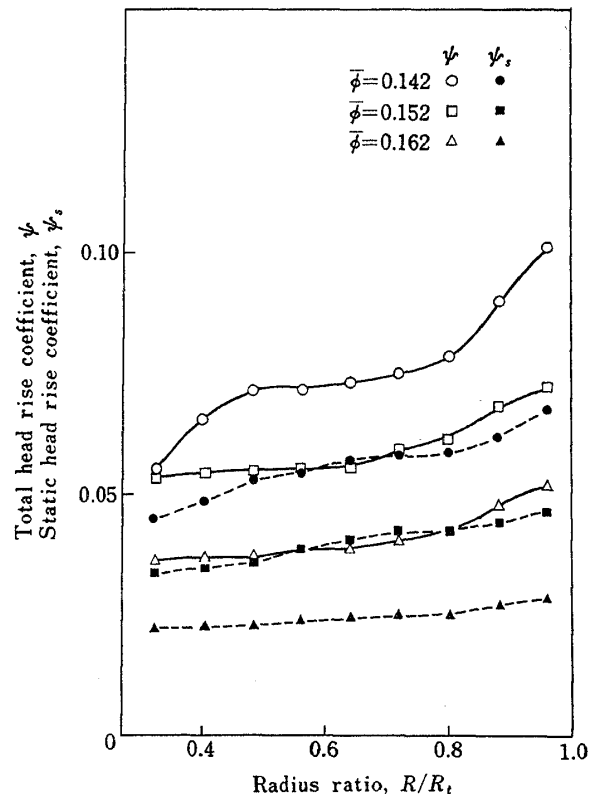


Fig. 18 Radial distribution of total and static head rise coefficients of inducer A at non-cavitating conditions.

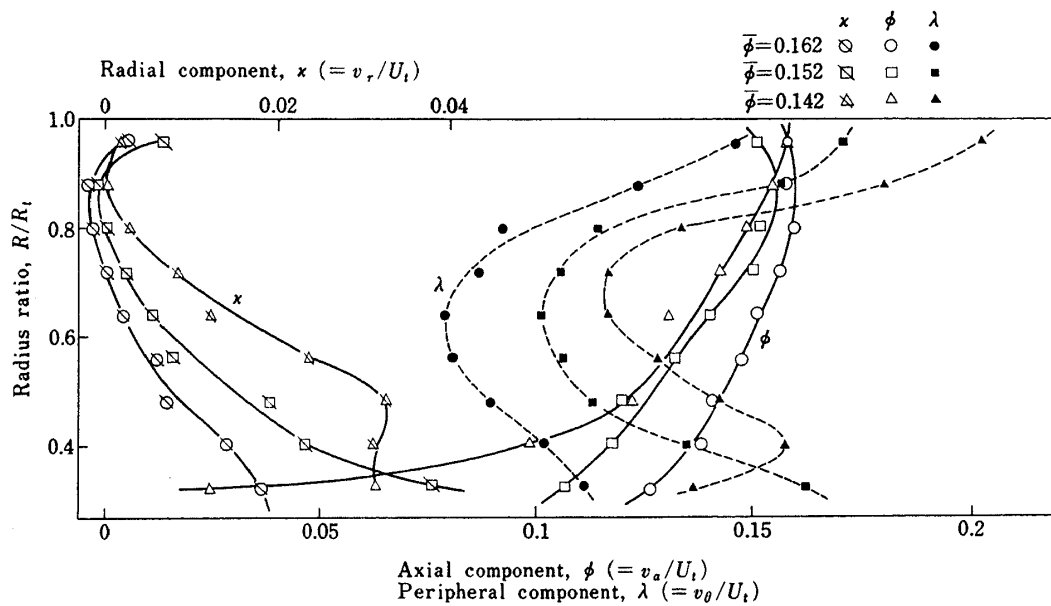


Fig. 19 Outlet velocity distributions of inducer A at non-cavitating conditions.

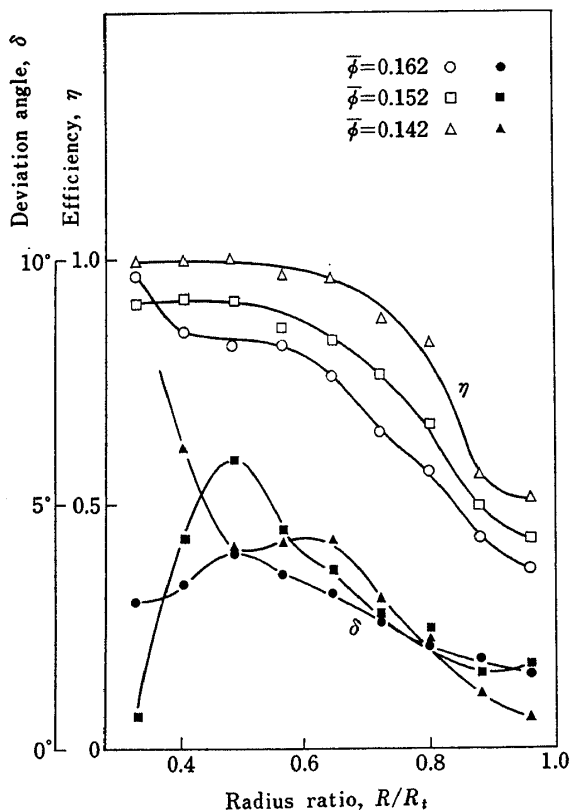


Fig. 20 Radial distributions of deviation angle and efficiency of inducer A at non-cavitating conditions.

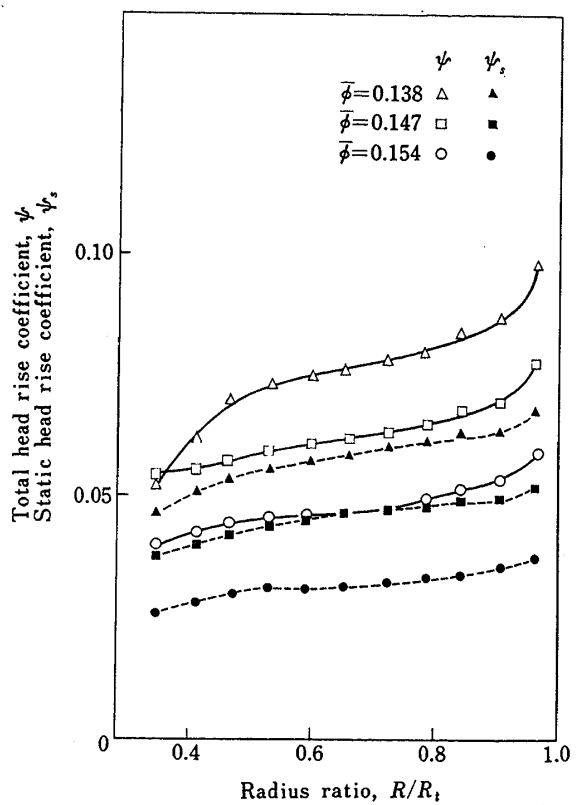


Fig. 21 Radial distribution of total and static head rise coefficients of inducer D (with sweep back) at non-cavitating conditions.

を示したが、流量減少に伴ってインデューサ出口ハブ付近で逆流を開始する様子がよく現われている。また軸方向成分が半径方向に一樣に近い場合にも半径方向速度はかなり大きい、これもヘリカルインデューサの特徴と思われる。さらに逆流の開始とともに、ハブ付近の半径方向速度は小さくなる傾向にあるが、流線の軸方向に対する傾き ($=v_r/v_a$) は著しく大きくなり、ハブ近くの流れの複雑さが現われている。図 20 には偏向角度 (出口羽根角度からのずれ) および効率の分布を示したが、流量の減少に伴って偏向角度はハブ付近で増加し、出口ハブ近くの逆流開始によって著しく大きくなる傾向が見られる。また効率はハブ近くで高く、ティップにかけて著しく低下している。これは軸流ポンプで知られているように、羽根表面の境界層が出口ティップ付近に吹き寄せられるためと考えられる。

以上のように、平行ハブのヘリカルインデューサ内の流れは、一般に半径方向速度成分のかなり大きい三次元的なもので、特に出口ハブ近くでの逆流の開始によって流れの様子は大きく変化し、流れの三次元性はより一層顕著になる。

図 21~23 は後退角付インデューサ D について同様な測定結果を示した。全体的な傾向は A とほぼ同じであるが、A と比べて同一流量係数での揚程 (圧力係数) が減少している半面、半径方向速度分布に見られるように流れの三次元性は弱くなっている。これは後退角を付けたためにティップ付近のソリディティが減

少し、これがティップ付近の揚程を下げたためと考えられるが、詳しくはインデューサ A と比較して後に述べる。

図 24~26 はテーパハブインデューサ E の測定結果である。この E は図 25 に見られるように、かなり小さな流量係数においても軸方向速度成分は半径方向に一樣であり、当然出口ハブ付近の逆流は生じにくくなっている。

以上 3 個の供試インデューサ A, D および E について更に詳しく比較するために図 27, 28 に同一流量係数の場合の速度分布, 効率, 偏向角度等をまとめて示した。ただしインデューサ N は前述のように比較のため文献¹¹⁾から引用したものである。

まず図 27 から軸方向速度成分は E が最も半径方向に対して一樣に近いことがわかる。この理由としては出口ボス比が大きいことだけでなく、インデューサ出口で同一ボス比を持つ N との比較からも明らかのように、ハブの形状すなわちテーパハブの影響が加わったものと考えられる。また E の周方向速度は著しく大きい、これは図 28 の偏向角度が小さいことと対応している。図 17 に見られたような E の揚程の高い理由としては、この偏向角度の小さいことの他に、軸方向速度の均一化によって、ティップ近くでの周方向速度が大きくなることをあげることができる。

半径方向速度成分は E が最も大きい傾向を示しているが、これはテーパハブに沿って流れるためであり、出口ハブ近くの逆流開始は E が最も遅い。

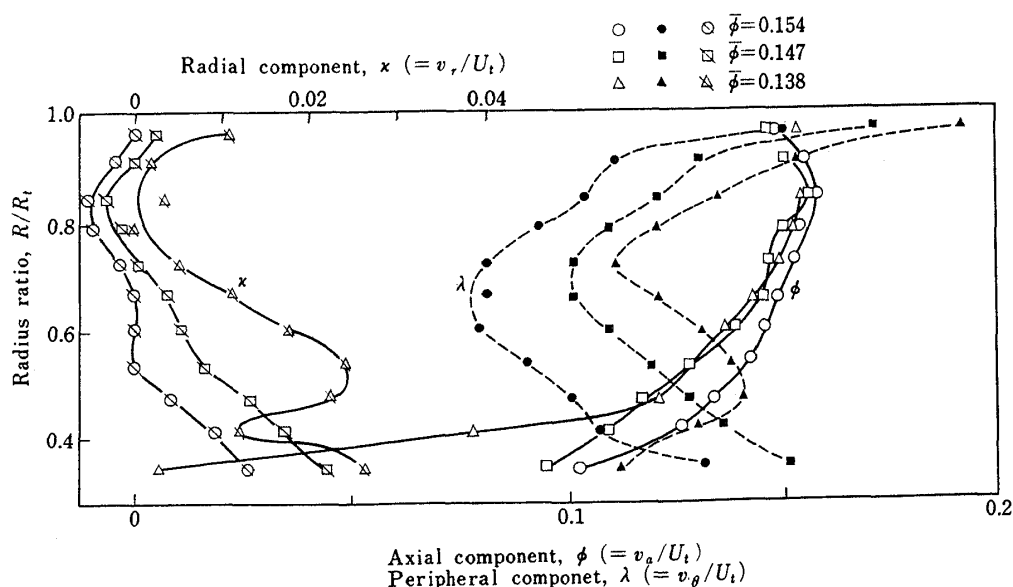


Fig. 22 Outlet velocity distributions of inducer D (with sweep back) at non-cavitating conditions.

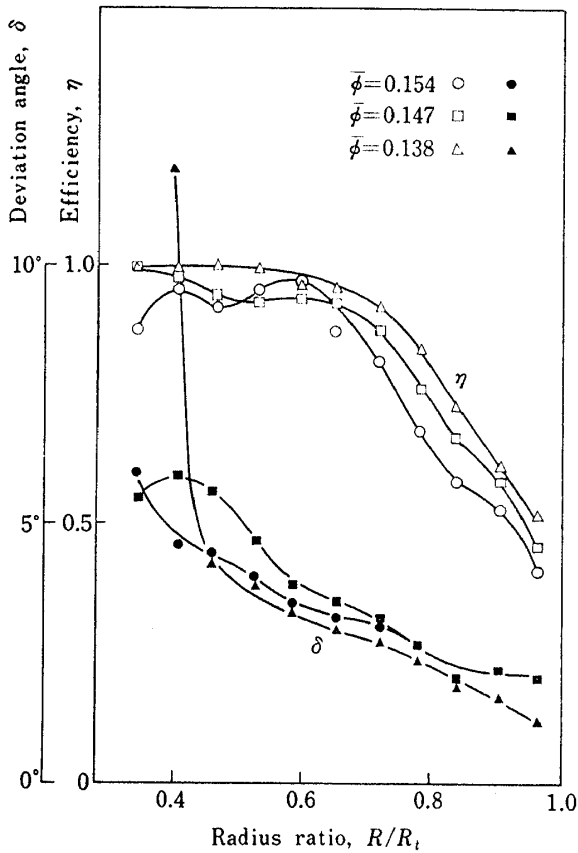


Fig. 23 Radial distribution of deviation angle and efficiency of inducer D (with sweep back) at non-cavitation conditions.

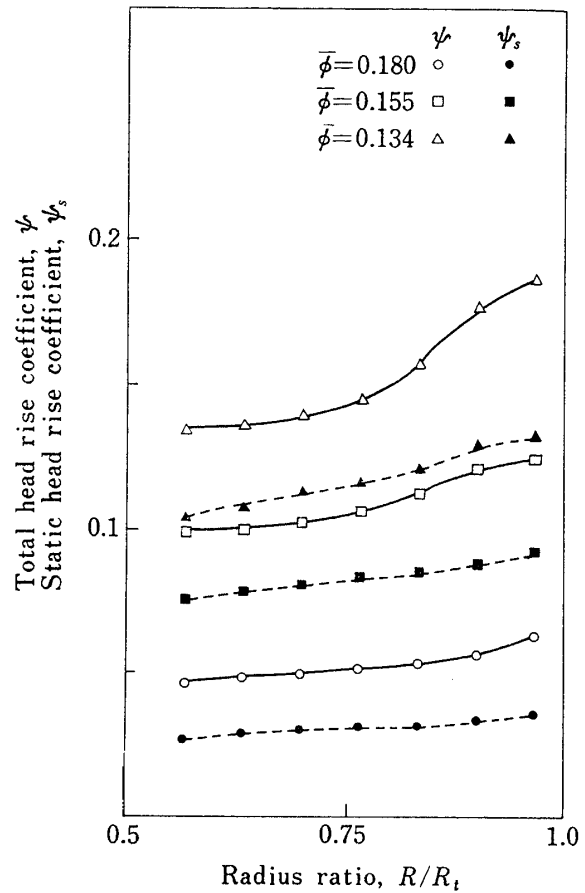


Fig. 24 Radial distribution of total and static head rise coefficient of inducer E (with tapered hub) at non-cavitation conditions.

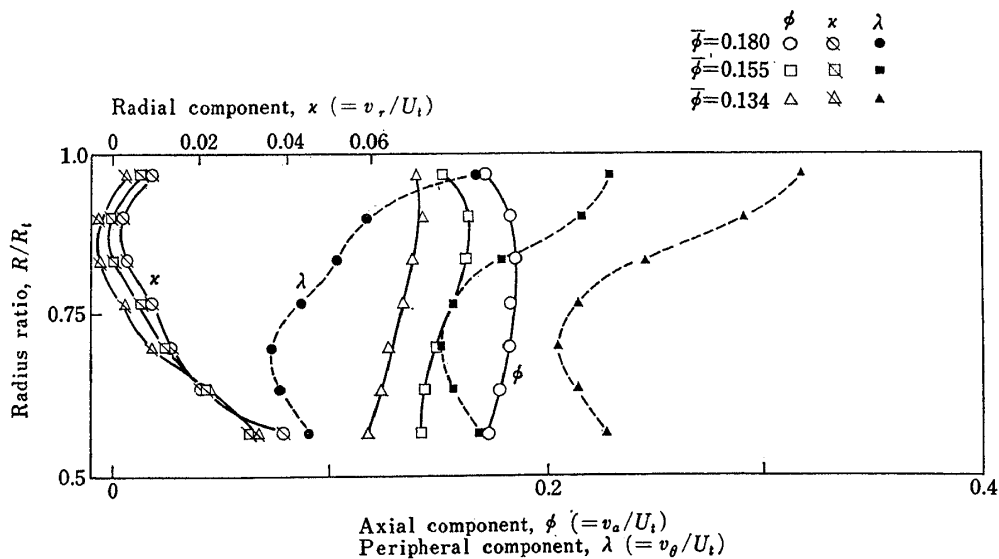


Fig. 25 Outlet velocity distributions of inducer E (with tapered hub) at non-cavitation conditions.

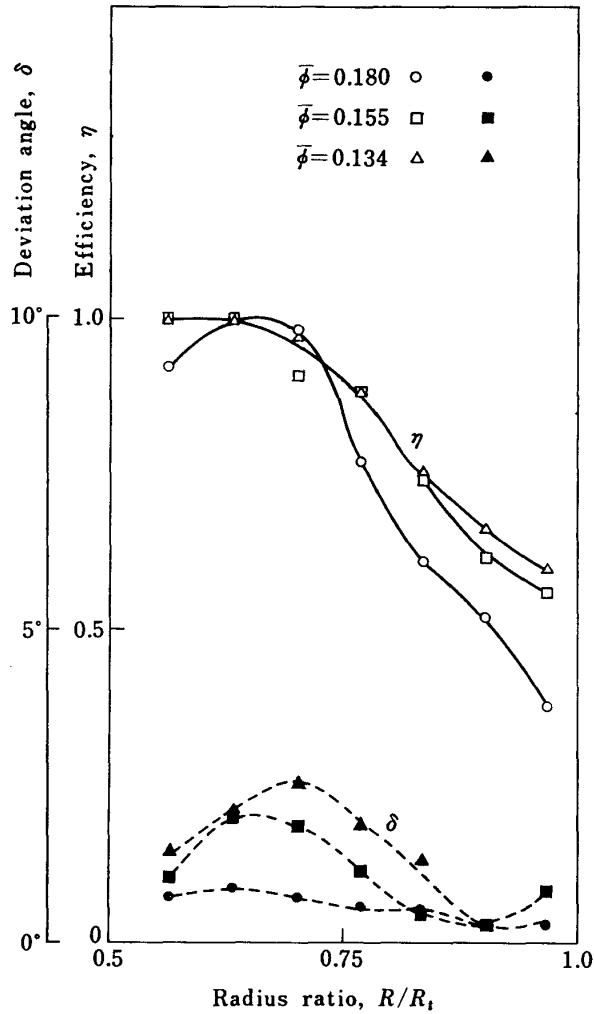


Fig. 26 Radial distribution of deviation angle and efficiency of inducer E (with tapered hub) at non-cavitating conditions.

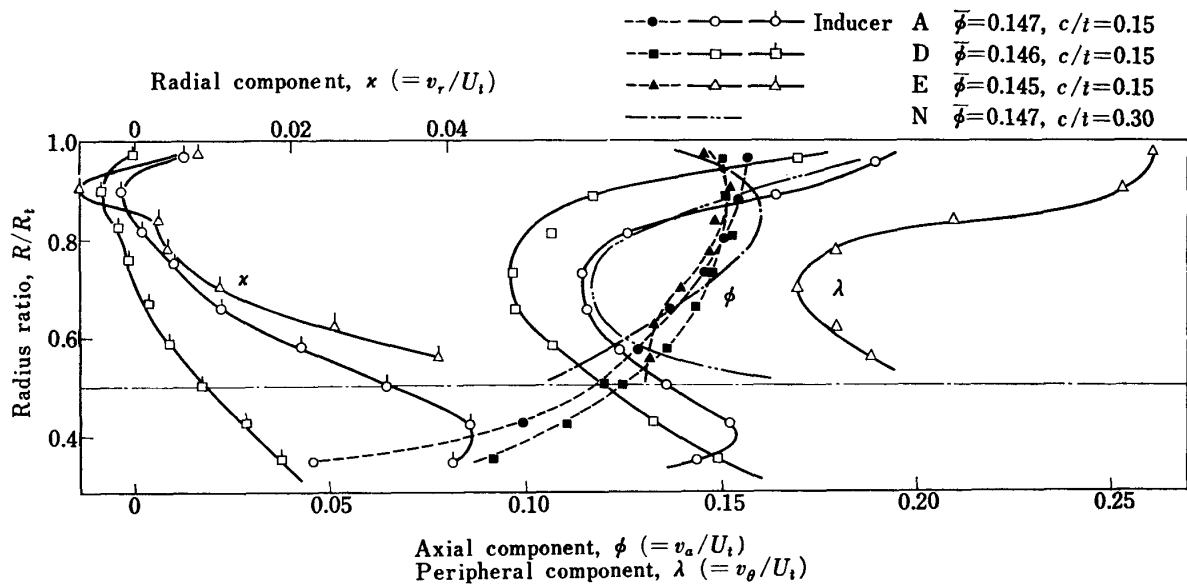


Fig. 27 Comparison of outlet velocity distributions of inducer A, D, E, and N.

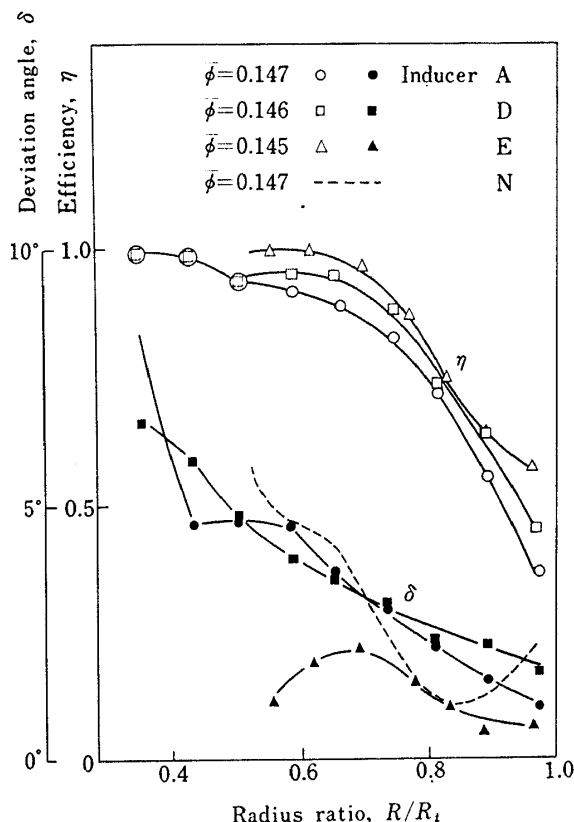


Fig. 28 Comparison of deviation angle and efficiency of inducer A, D, E, and N.

つぎに後退角についてみると、後退角付インデューサDはAに比べて効率は若干向上するが、ティップ付近における偏向角度は図 28 に見られるように、大きくなっている。これはティップソリディティの減少によるものと思われる。この偏向角度の増加がインデューサAに比べてDの揚程を低下させる (図 17) 主な原因と考えられる。また後退角を付けたことによって半径方向速度が減じ、軸方向速度が均一化され、流れの三次元性が弱くなっている。これはティップソリディティの減少に伴うティップ付近の揚程低下により半径方向への圧力公配がゆるやかになるためと考えられる。この実験結果は、出口で半径方向に一樣な揚程分布をもつようなインデューサを得るための参考資料となるものと思われる。

以上各種インデューサの性能比較を行ったが、インデューサ内の流れは前述のように強い三次元性を持つため速度分布等の厳密な比較を困難にする。したがって更に詳しい比較を行うには三次元翼列等に関する実験の補足資料が必要になるものと考えられる。

(b) cavitation 状態における出口流速分布

流量を一定として、入口圧力を低くしていった、揚程が変化する場合を前の “non-cavitation” 状態に 対

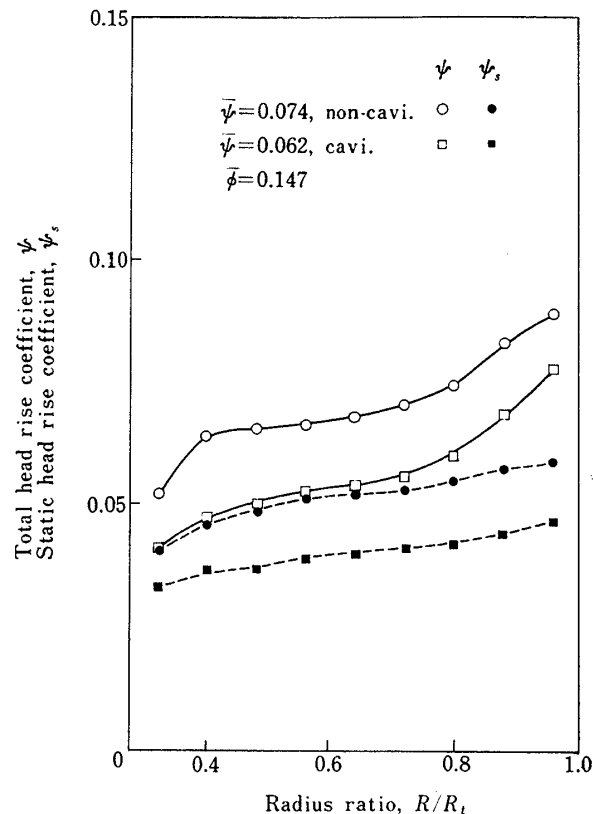


Fig. 29 Radial distribution of head rise coefficient of inducer A at cavitating and non-cavitating conditions.

応して “cavitation” 状態と呼ぶ。

non-cavitation 状態と cavitation 状態を比較するために、インデューサAの測定結果を図 29～31 に示す。すなわち圧力係数および静圧係数は共に cavitation 状態ではハブからティップにわたって一様に低下している (図 29)。これは主として出口周方向速度の減少によるものであり、この周方向速度の減少はキャビティによる流路内のブロックageの増加に伴う相対速度の増加¹⁾ によるものと考えられる。また半径方向速度については、cavitation 状態と non-cavitation 状態での大きな差は認められない。また効率は図 31 に見られるように、cavitation 状態ではハブからティップにわたって一様に低下しているが、この原因はキャビティの消滅に伴う流れの膨張とその後の混合によるものであろう。なおこの効率低下も上に述べたキャビテーションに伴う揚程低下の一因となっている。偏向角度に関しては、ティップ付近ではむしろキャビテーション状態の方が小さく、ハブ付近で大きくなる傾向にあるが、これは図 30 に見られるように、ティップ付近およびハブ付近での流れの状態がキャビテーションの進行に伴って大きく変化するためと考えられる。

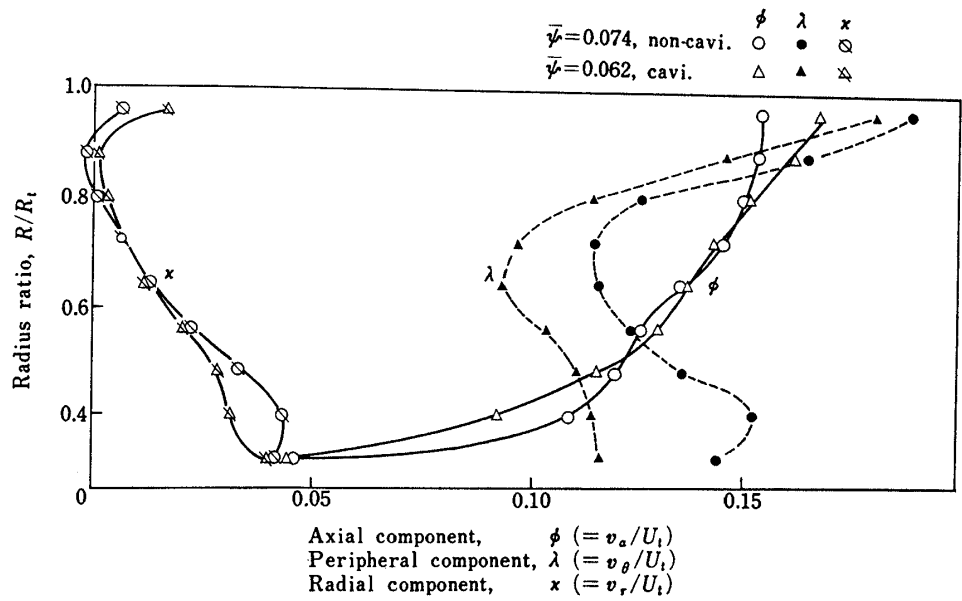


Fig. 30 Outlet velocity distributions of inducer A at cavitating and non-cavitating conditions.

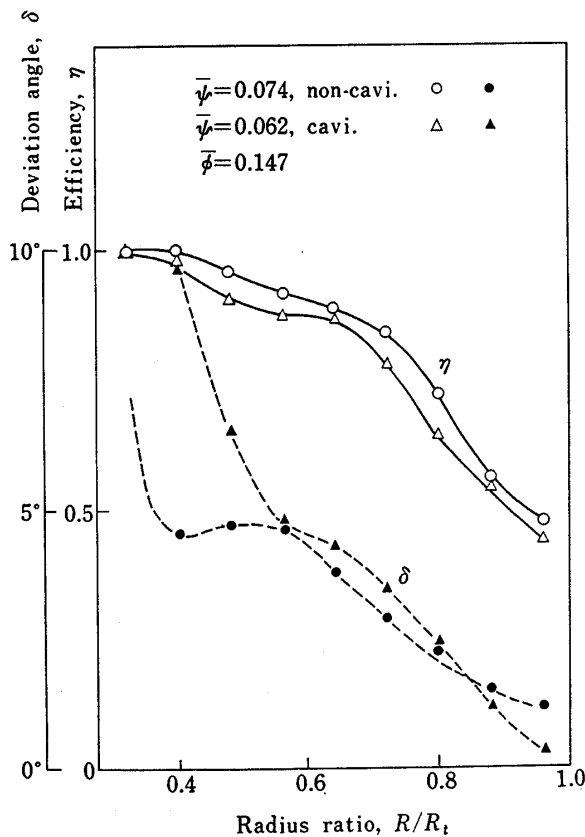


Fig. 31 Radial distribution of deviation angle and efficiency of inducer A at cavitating and non-cavitating conditions.

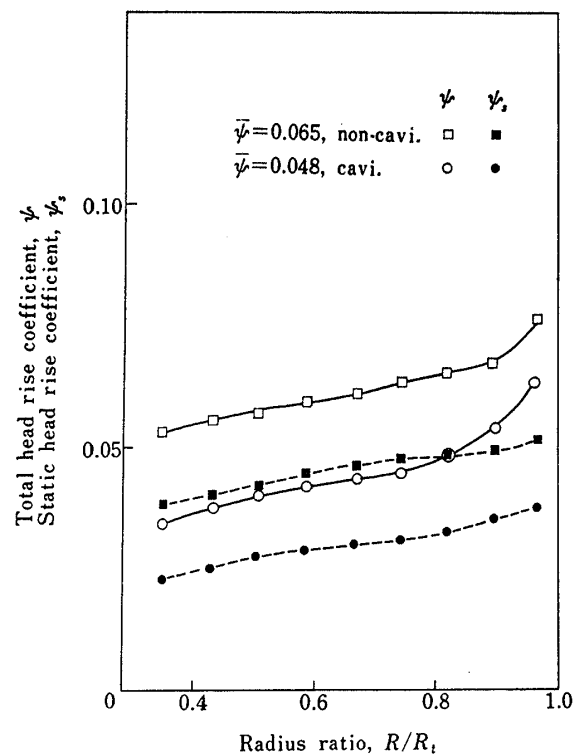


Fig. 32 Radial distribution of head rise coefficient of inducer D (with sweep back) at cavitating and non-cavitating conditions.

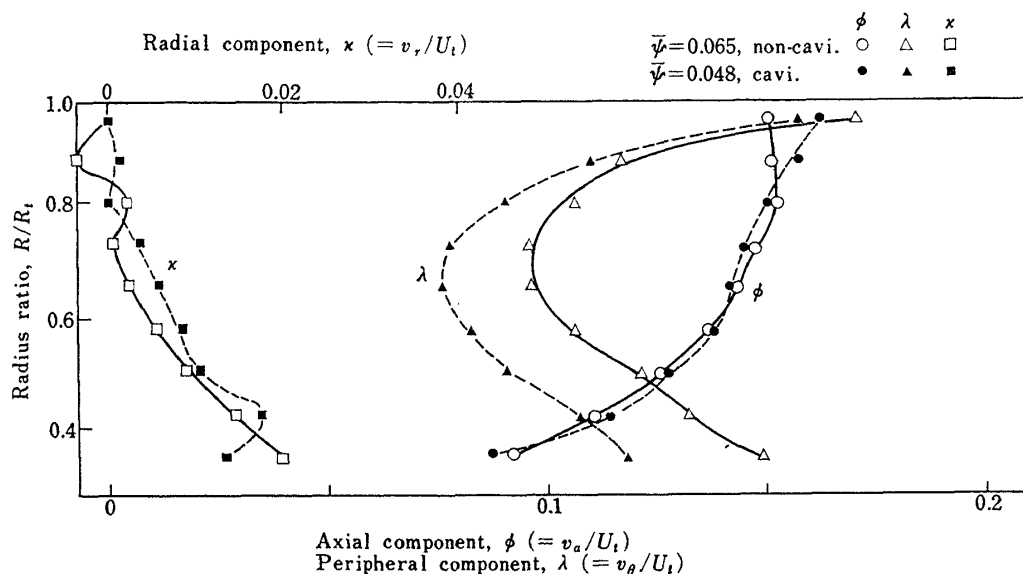


Fig. 33 Outlet velocity distribution of inducer D (with sweep back) at cavitating and non-cavitating conditions.

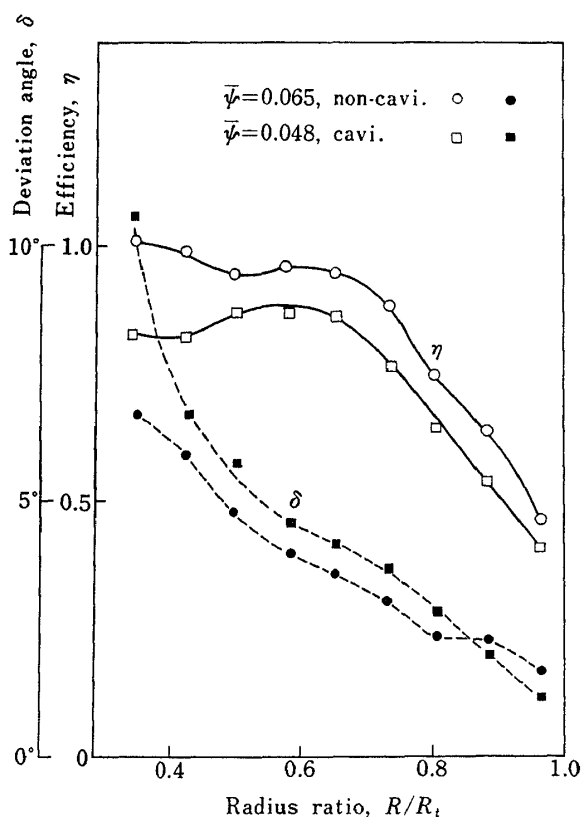
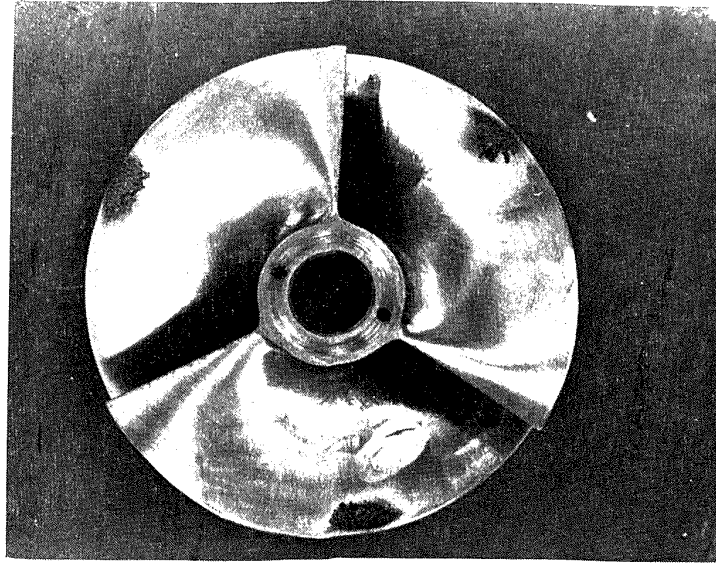


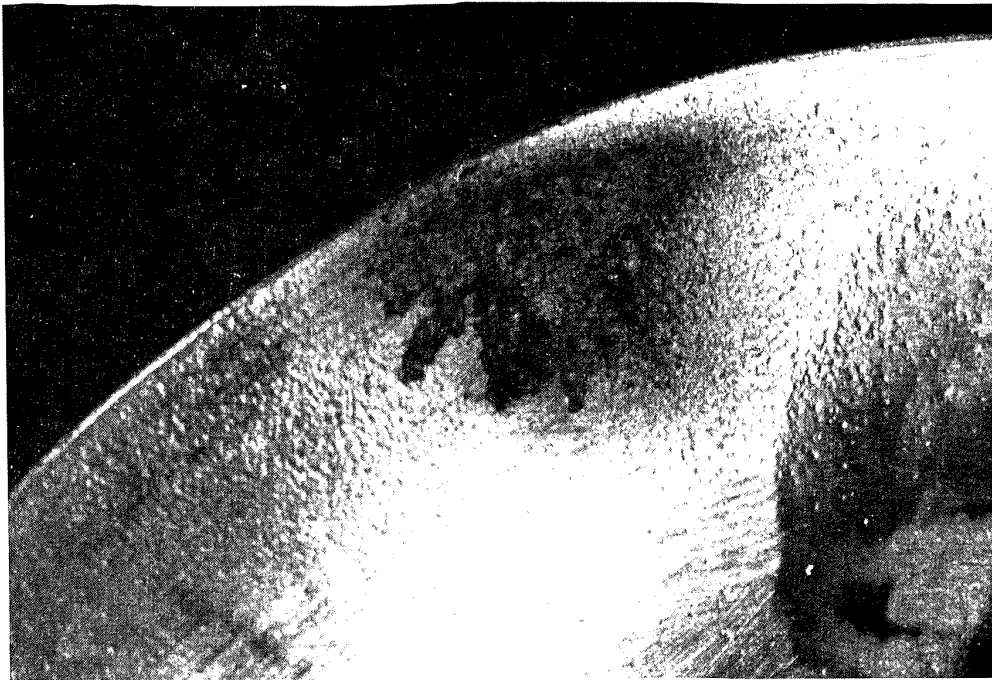
Fig. 34 Radial distribution of deviation angle and efficiency of inducer D (with sweep back) at cavitating and non-cavitating conditions.

図 32~35 は後退角付インデューサDについて同様な比較を示したものである。この場合のキャビテーションによる揚程低下は上記のインデューサAに比べてかなり大きくなっているため、キャビテーションに伴う性能変化の様子がより顕著にあらわれている。しかし全体の傾向は全く同様である。

なお実験中に発生したキャビテーションによる羽根の損傷に触れておく。キャビテーション状態の流速分布の測定には通常 30 分以上を必要としたため、インデューサ入口部ティップ付近に損傷を受ける場合があった。その例を図 35 に示す。高速度カメラおよびストロボによる観察から、この損傷はティップから発生するキャビティによるものと推定された。なお後退角付のインデューサDではこのような損傷はほとんど認められなかった。実験時間等の条件に若干差があったので厳密な比較は困難であるが、おそらく後退角はこうした損傷を軽減する効果も有するものと推測される。本実験ではすべてステンレス製インデューサを用いたがロケットエンジンでは軽合金を用いる場合が多く、しかも今後ますます高速化を要求され、しかもキャビテーションによる損傷は流速の冪乗に比例する²⁵⁾という報告もあることから、作動条件によってはこうした損傷に対する配慮も必要である。



(a) Overall view of damaged areas.



(b) A blade surface pitting.

Fig. 35 An example of cavitation damage of inducer A.

(c) 計算による考察

インデューサ出口部の流速分布を推定する方法に関しては、半径方向速度も考慮した三次元的解析が Cooper¹⁵⁾ によって行なわれているが、この方法は運動方程式を直接緩和法を用いて解いているために、計算は非常に複雑となるうえ、精度的にも問題が残されている、しかもインデューサ入口で無衝突流入を仮定しているので、平板インデューサには適用し得ないものと考えられる。したがってここでは Montgomery¹³⁾ の行なった二次元的取扱いを拡張した計算を行ない、実

験結果に考察を加えることにする。

すなわちここではインデューサ入口から出口にかけて断面が変化する場合にも適用できるように半径方向速度も考慮に入れたつぎの式を用いる。

$$H = \frac{1}{2g} = (v_a^2 + v_\theta^2 + v_r^2) + h \quad (1)$$

$$\frac{\partial i}{\partial j} = \frac{1}{g} \left(\frac{v_\theta^2}{r} - v_a \frac{\partial v_r}{\partial a} - v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial (rv_a)}{\partial a} + \frac{\partial (rv_r)}{\partial r} = 0 \quad (3)$$

$$H = H_1 + \eta \left(\frac{1}{g} U v_\theta \right) \quad (4)$$

ここに v_a , v_θ , v_r および U はそれぞれ軸方向, 周方向, 半径方向および周速度であり, h , H , および H_1 はそれぞれ出口静圧, 出口全圧および入口全圧ヘッドであり, η は効率, a および r は軸方向および半径方向距離である。

ここでつぎの無次元表示を用いる。

$$\phi = v_a / U_{12} \quad (5)$$

$$\lambda = v_\theta / U_{12} \quad (6)$$

$$\kappa = v_r / U_{12} \quad (7)$$

$$\xi = r / r_{12} \quad (8)$$

$$\zeta = a / r_{12} \quad (9)$$

また出口速度三角形 (図 36 参照) から各速度成分の間につぎの式が成立する。

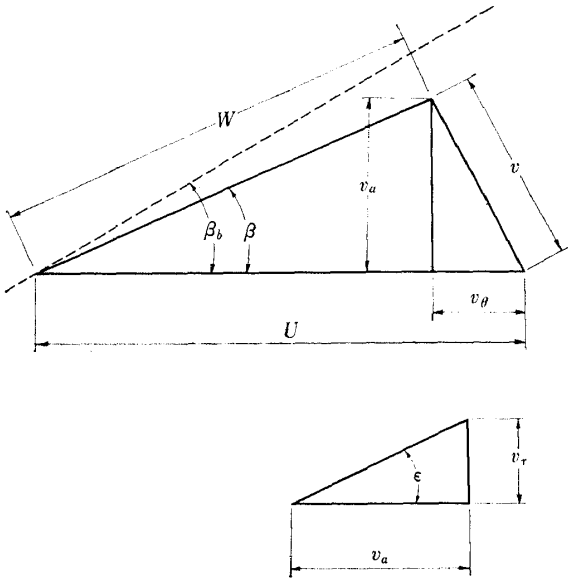


Fig. 36 Outlet velocity triangle

$$\kappa = \phi \tan \epsilon \quad (10)$$

$$\lambda = \xi - \phi / \tan \beta \quad (11)$$

ただし U_{12} , r_{12} , ϵ および β はそれぞれ羽根出口ティップ周速, ティップ半径, 流線の傾き角度および相対速度の周方向に対する傾き角度を示す。

以上の各式を用いると

$$\begin{aligned} & \left\{ -\eta \xi \frac{1}{\tan \beta} - \phi + \frac{1}{\tan \beta} \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) - \phi \tan^2 \epsilon \right\} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \\ &= -\xi \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) \frac{\partial \eta}{\partial \xi} - \eta \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) - \eta \xi \times \\ & \quad \left(1 + \frac{\phi}{\sin^2 \beta} \right) \frac{\partial \beta}{\partial \xi} + \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) \left(1 + \frac{\phi}{\sin^2 \beta} \right) \frac{\partial \beta}{\partial \xi} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & + \frac{1}{\xi} \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right)^2 + \phi \tan \epsilon \left(\frac{\phi}{\cos^2 \epsilon} - \frac{\partial \epsilon}{\partial \xi} \right. \\ & \left. + \frac{\phi}{\xi} \tan \epsilon \right) - \frac{\phi^2}{\cos^2 \epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial \xi} \end{aligned} \quad (12)$$

となる。軸方向に対する測定点は 1 点であるので, 流線の曲率を知ることはできないが, これは小さいと考え無視し, 実験結果 (図 38 等) を考慮して, 流線を図 37 のように円椎面と仮定とすれば, 次式が利用できる。

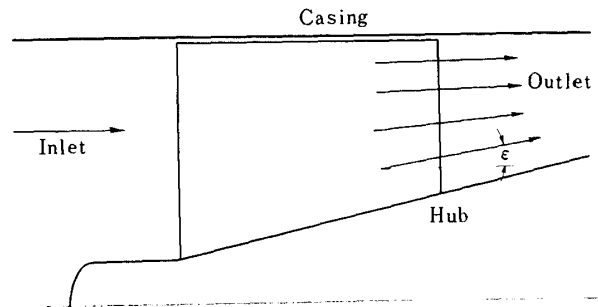


Fig. 37 Assumed stream-lines at the inducer outlet.

$$\tan \epsilon \frac{\partial \tan \epsilon}{\partial r} = -\frac{\partial \tan \epsilon}{\partial a} = \frac{1}{2} \frac{\partial \tan^2 \epsilon}{\partial r} \quad (13)$$

この (13) 式を用いると, (12) 式は

$$\begin{aligned} & \left\{ \frac{\eta \xi}{\tan \beta} + \phi - \frac{1}{\tan \beta} \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) + \phi \tan^2 \epsilon \right\} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \\ &= \xi \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) \frac{\partial \eta}{\partial \xi} + \eta \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) + \eta \xi \times \\ & \quad \left(1 + \frac{\phi}{\sin^2 \beta} \right) \frac{\partial \beta}{\partial \xi} - \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right) \left(1 + \frac{\phi}{\sin^2 \beta} \right) \frac{\partial \beta}{\partial \xi} \\ & \quad - \frac{1}{\xi} \left(\xi - \frac{\phi}{\tan \beta} \right)^2 - \phi^2 \left(\frac{\tan^2 \epsilon}{\xi} + \frac{\partial \tan^2 \epsilon}{\partial \xi} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

となる。いま (14) 式において流線の傾きを無視する ($\epsilon=0$) と文献¹³⁾の (7) 式と同一となる。

(14) 式において流体の出口角度 β , すなわち羽根角度 β_0 から偏向角度 δ を差し引いた角度, 効率 η , 出口流線の傾き ϵ を与えれば出口軸方向速度成分 ϕ が求められ, これより (4), (10), (11) 式を用いて圧力係数, 各速度成分を求めることができる。

さてターボハブインデューサ E について, つぎの 4 つのケース, すなわち

$$(a) \begin{cases} \text{効 率} & \eta = 1.0 \text{ (100\%)} \\ \text{偏向角度} & \delta = 0 \\ \text{流線の傾き} & \epsilon = 0 \end{cases}$$

- | | | | |
|-----|---|-------|-------------------|
| (b) | { | 効 率 | $\eta=1.0$ (100%) |
| | | 偏向角度 | δ : 実験値 |
| | | 流線の傾き | ϵ : 実験値 |
| (c) | { | 効 率 | η : 実験値 |
| | | 偏向角度 | δ : 実験値 |
| | | 流線の傾き | $\epsilon=0$ |
| (d) | { | 効 率 | η : 実験値 |
| | | 偏向角度 | δ : 実験値 |
| | | 流線の傾き | ϵ : 実験値 |

傾きは実験値の傾向とは一致しない。これはケース (b) についても同様である。しかし効率に実験値を用いたケース (c) およびケース (d) の計算値は実験値とよく一致している。したがってメリディアン方向速度の半径方向への均一化は主として効率の分布に関係しているものと考えられる。

周方向速度成分 λ に関しても同様にケース (a) およびケース (b) の計算値は実験値と全く異っているが、ケース (c), (d) は実験値と計算値は良い傾向の一致を示した。このことからハブ付近で大きく、ティップ付近で小さい効率分布が周方向速度をティップ付近で大きくし、ハブ付近で小さくしているものと考えられる。

について、このようにして得られた計算結果を実験値と比較して図 38 に示した。

まずケース (a) の場合に見られるメリディアン方向速度成分 ϕ_m のティップからハブにかけての大きな

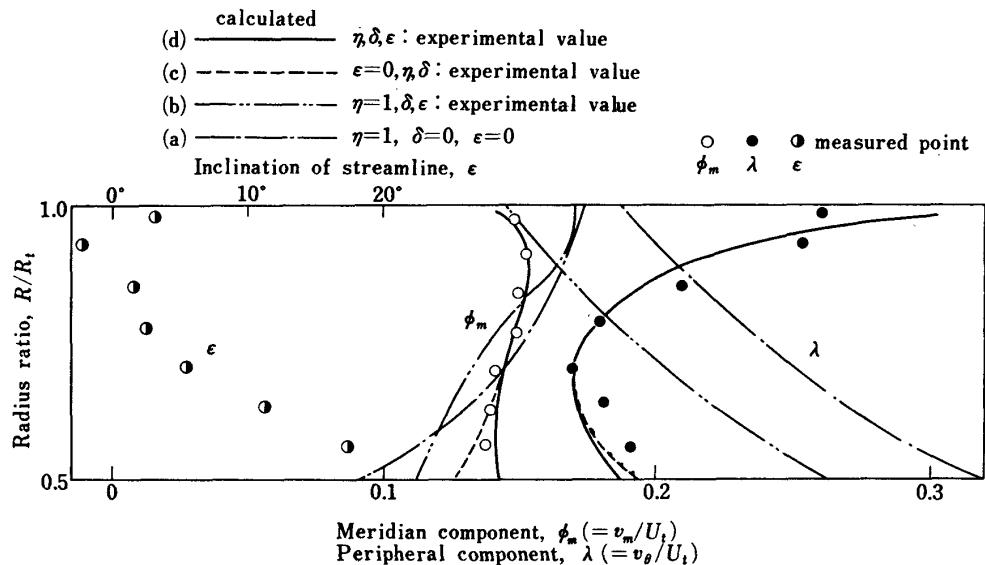


Fig. 38 Comparison of measured velocity distributions with calculated ones based upon different assumptions at non-cavitating conditions. ($\bar{\phi}=0.144$)

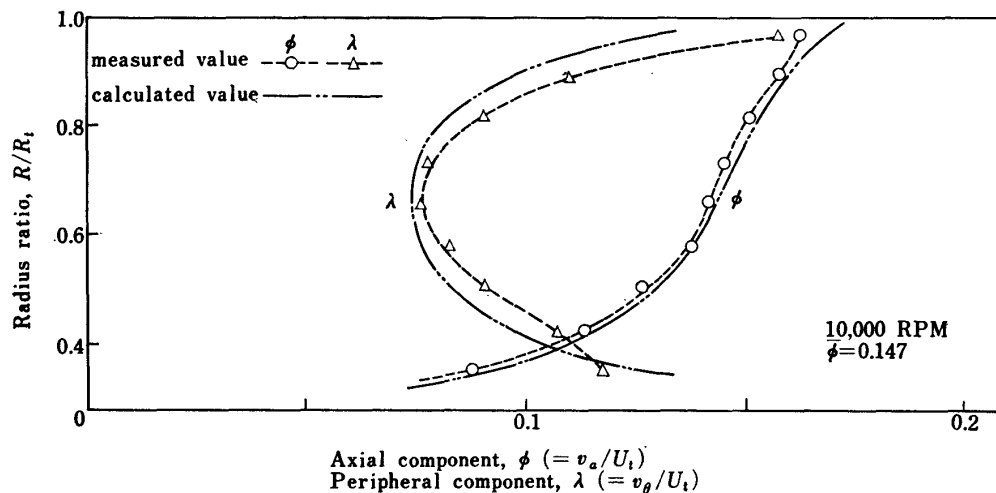


Fig. 39 Comparison of measured results of velocity distributions with calculated ones at cavitating conditions.

つぎに半径方向速度の影響をみるために、ケース(c)とケース(d)の計算値を比較する。半径方向速度を考慮したケース(d)の方がメリディアン方向速度はハブ近くで若干大きくなる傾向があらわれている。しかし周方向速度に対する影響は非常に少ないようである。

以上各計算値と実験値を比較したが、すでに図 26 で述べたようなハブの形状の偏向角度に与える影響に関してはこの計算には考慮がなされていない。したがってたとえば半径方向速度の出口流速分布に及ぼす効果は上記の計算結果以上になっていることは容易に想像されるが、その定量的な考察は今後の課題とする。

Cavitation 状態については、インデューサ D について実験値と計算値の比較を行ったが、図 39 に見られるように軸方向および周方向速度共に両者にかなり良い一致が認められた。

以上のように計算値と実験値には若干の差は認められるものの、全体的によい一致を示したことから、ハブの形状の変化するインデューサをも含めて、(1)~(4)式を用いた簡単な二次元的取扱いかから、効率、偏向角度が前もって予測できれば、出口流速分布をかなり正確に算出することが可能であることが確認された。

5. む す び

液体ロケットターボポンプ用インデューサとして最も基本的な平板ヘリカルインデューサを用いて、インデューサの諸性能を調べたが、特に前縁部後退角とハブのテーパがキャビテーション性能と出口流速分布に与える効果をかなり詳しく知ることができた。

後退角無しのインデューサと後退角付インデューサとの比較実験において、後退角付は入口部ティップ付近の羽根表面に発生するキャビテーションが後退角無しに比べて遅れ、これが吸込性能の向上をもたらした。また後退角を付けたことによって揚程は若干減少したが、効率の向上が認められた。この前者は後退角を付けたことによるソリディティの減少に伴う偏向角度の増加により、後者は流路長さの減少に伴う摩擦の減少によるものと考えられる。さらに後退角付インデューサでは半径方向速度の減少に見られたように流れの三次元性が減少した。これもまたティップソリディティの減少に伴う揚程の半径方向への一様化によるものと考えられる。

テーパハブインデューサでは出口偏向角度が、ハブ近くで小さく、また軸方向速度が半径方向に一様に

なる傾向が認められ、これが出口で同一のボス比の平行ハブインデューサに比べて高い揚程を出す原因となった。

この他にキャビテーションの進行に伴ってインデューサの揚程、半径方向速度等の出口流速分布、効率や偏向角度の変化する様子を知ることができた。このキャビテーション状態に関しては水中の空気含有量の吸込性能に及ぼす影響に関する実験例を示すことができた。

更に Montgomeny の行った簡単な二次元向取り扱いを拡張して、半径方向速度をも考慮した出口流速分布等についての計算による考察を試みたが、効率、偏向角度や流線の傾き等の影響をより詳しく示すことができた。

本研究は、現在併行して行っている液体酸素ポンプの試作研究等に役立つものであるが、今後はすでにより進みつつあるキャンバー付インデューサの研究に重点を置くとともに、更に液体水素用インデューサで重要となる超高速時の吸込性能やキャビテーションに対する熱力学的効果等に関する研究を進める予定である。

最後に、本実験で使用したキャビテーション水槽の計画を含め多くの助言を載いて東北大学高速力学研究所 村井等教授に心から感謝の意を表します。また当所角田支所ロケット流体機器研究室 渡辺光男、岩淵俊雄、毛利義広ならびに渡辺義明の諸君が本実験に協力したことに記す。

Reference

- 1) A. J. Acosta: An experimental study of cavitating inducers, Second Symposium on Naval Hydrodynamics, 1958.
- 2) J. K. Jakobsen: On the mechanism of head breakdown in cavitating inducers, Trans. ASME, 1964, 291.
- 3) R. F. Soltis: Some visual observations of cavitation in rotating machinery, NASA TND-2681, 1965.
- 4) L. B. Stripling et al: Cavitation in turbopumps Part 1, Trans. ASME, 1962, 326.
- 5) L. B. Stripling: Cavitation in turbopumps Part 2, Trans. ASME, 1962, 339.
- 6) M. K. Wright: Design comments and experimental results for cavitation resistant inducers up to 40,000 suction specific speed, Trans. ASME, 1964, 176.
- 7) C. C. Ross et al: Some aspects of high—suction specific speed inducers, Trans. ASME.

- 1956, 1715.
- 8) E. D. Jackson: Final report, Study of pump discharge pressure oscillations, NASA CR 80153.
 - 9) L. E. Sack: System oscillations associated with cavitating inducers, Trans. ASME, 1965, 917.
 - 10) H. J. Barten et al: Stress and vibration analysis of inducer blade using finite-element technique, AIAA Paper No. 70-630.
 - 11) R. F. Soltis et al: Investigation of the performance of a 78° flat-plate helical inducer, NASA TND-1170, 1962.
 - 12) D. A. Anderson et al: Performance of 84° flat-plate helical inducer and comparison with performance of similar 78° and 80.6° inducers, NASA TND-2553, 1964.
 - 13) J. C. Montgomery: Analytical performance characteristics and outlet flow conditions of constant and variable lead inducers for cryogenic pumps, NASA TND-583, 1961.
 - 14) R. E. Davis et al: Internal streamline flow analysis for turbopump inducers under cavitating and non-cavitating conditions, J. Spacecraft, vol. 9, no. 2, 1972.
 - 15) P. Cooper et al: Three dimensional analysis of inducer fluid flow, NASA CR 54836, 1966.
 - 16) R. F. Soltis et al: Overall performance of a tandem-bladed inducer tested in water, NASA TND-5134.
 - 17) C. L. Ball et al: Cavitation performance of 84° helical pump-inducer operated in 37° and 42° R liquid hydrogen, NASA TMX-1360, 1967.
 - 18) P. R. Meng et al: Cavitation performance of a 80.6° helical inducer in liquid hydrogen, NASA TMX-1808, 1969.
 - 19) R. S. Ruggeri et al: Method for prediction of pump cavitation performance for various liquids, liquid temperatures and rotating speeds, NASA TND-5292, 1969.
 - 20) G. Kovich: Experimental and predicted cavitation performance of 80.6° helical inducer in high-temperature water, NASA TND-6809, 1972.
 - 21) R. S. Ruggeri et al: Effects of air content and water purity on liquid tension at incipient cavitation in venturi flow, NASA TND-1459, 1963.
 - 22) 沼知他: キャビテーション発生機構に関する考察, 機械学会論文集 第3巻11号, 昭12年.
 - 23) F. G. Hammit et al: Gas content, size, temperature and velocity effects on cavitation inception Internal Report No. 31, The University of Michigan, 1966.
 - 24) B. Lakshminarayana et al: Effect of solidity on rocket pump inducer performance, Proceedings of the second international JSME Symposium, Fluid Machinery and Fluidics, vol. 1, 1972.
 - 25) R. T. Knapp et al: Cavitation, McGRAW-HILL, 1970.
 - 26) 上条他: 高揚程液酸ポンプの実験, 航技研究公開発表会, 昭48年.
 - 27) 上条他: 液体ロケットターボポンプ用インデューサの研究(キャンバー付インデューサの実験), 第17回宇宙科学技術講演会, 昭48年.

付 録

記 号

ΔH	; インデューサ揚程	m
H	; 全圧揚程	m
h	; 静圧揚程	m
p	; 静 圧	kg/cm ² g
h_v	; 蒸気圧	m
K	; キャビテーション係数	
N	; 回転数	rpm
Q	; 流 量	m ³ /s
r, R	; 半径方向距離	m
a	; 軸方向距離	m
U	; 周 速	m/s
W	; 相対速度	m/s
v	; 絶対速度	m/s
β	; 液体出口角度	
δ	; 偏向角度	
η	; 効 率	
ϕ	; 軸方向速度成分(流量係数)	
λ	; 周方向速度成分	
κ	; 半径方向速度成分	
ε	; 流線の傾き角度	

Subscript

t	; ティップ
h	; ハ ブ
b	; 羽 根
a	; 軸方向
θ	; 周方向
r	; 半径方向
i	; 理 論
cavi	; キャビテーション状態

non-cavi ; ノンキャビテーション状態

1 ; 入口

2 ; 出口

— ; 平均

キャビテーション係数

$$K = \frac{h - h_v}{W_1^2 / 2g}$$

理論揚程

$$\Delta H_t = \frac{U_2 v_{\theta 2} - U_1 v_{\theta 1}}{g}$$

圧力係数

$$\phi = \frac{\Delta H}{U_t^2 / g}$$

理論圧力係数

$$\phi_t = \frac{\Delta H_t}{U_t^2 / g}$$

効率

$$\eta = \frac{\Delta H}{\Delta H_t}$$

流量係数

$$\phi = v_a / U_t$$

平均圧力係数

$$\bar{\phi} = \frac{\int_{r_h}^{r_t} v_a r \phi dr}{\int_{r_h}^{r_t} v_a r dr}$$

平均効率

$$\bar{\eta} = \frac{\int_{r_h}^{r_t} v_a r \eta dr}{\int_{r_h}^{r_t} v_a r dr}$$

TR-333	非線型層流安定理論と数値計算 一第三報 平板境界層における有限擾乱の計算一 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変形 Distortions of Sonic Boom Pressure Signature by Sound and Turbulence Interaction	1973年 8 月	河 野 長 正
TR-335	航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験 Design and Development of the Gust Wind Tunnel at the National Aerospace Laboratory	1973年 9 月	廣 末 健 一, 北 村 清 美 村 上 義 隆, 進 藤 重 美
TR-336	モアレ法によるひずみ解析 Strain Analysis by the Moire Analyzer Method	1973年 9 月	青 木 由 雄
TR-337	回転駆動振動検出型ジャイロの運動方程式の一解析 An Analysis of the Equations of Motion for Rotary-drive Vibratory-output Gyros	1973年10月	山 田 博
TR-338	誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御型八極磁気軸受方式の解析 Analysis on a Passive Magnetic Suspension System with an Eight Pole Stator for Floated Inertial Sensors	1973年 9 月	滝 沢 実, 大 月 正 男 鈴 木 孝 雄
TR-339	後退翼模型の遷音速風洞試験結果 A Test of a Swept-back Wing Model Conducted in the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel	1973年10月	海老原正夫, 瀬 川 晋 策 小此木時雄
TR-340	半径方向励磁ヒステリシス型ジャイロモータの研究 Study of a Radial-exiting Hysteresis Gyro Motor	1973年11月	山 田 博
TR-341	推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力 Low-pressure Detlagration Limit of Controllable Solid Rocket Propellants	1973年10月	五 代 富 文, 清 水 盛 生 伊 藤 克 弥, 西 村 久 男 種 村 利 春, 藤 原 勉
TR-343	一様流中に大きな角度で吹出したジェットの径路と誘導速度場 Path and Induced Field of a Jet Exhansting at a Large Angle into a Uniform Cross Flow	1973年10月	遠 藤 浩, 桑 野 尚 明 中 谷 輝 臣, 戸 田 亘 洋 飛 田 和 茂
TR-344	対称スピン衛星のガスジェットによるニュートーション能動制御 Active Nutation Control of a Spinning Axi-Symmetric Satellite Using a Gas Jet	1973年10月	村 上 力, 中 島 厚

航空宇宙技術研究所報告345号

昭和48年10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 日新図書印刷株式会社
東京都港区芝3-33-5

Printed in Japan