

ISSN 0389-4010
UDC 621.454.2
621.45.043

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1020

LE-7用液酸ポンプの試作研究

山田 仁 ・ 渡辺 義明 ・ 吉田 誠
長谷川 敏 ・ 上條 謙二郎

1989年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

LE-7用液酸ポンプの試作研究*

山 田 仁** 渡 辺 義 明** 吉 田 誠**
長谷川 敏** 上 條 謙二郎**

Investigation of Fluid Dynamic Performance of LE-7 Liquid Oxygen Pump

Hitoshi YAMADA, Yoshiaki WATANABE,
Makoto YOSHIDA, Satoshi HASEGAWA
and Kenjiro KAMIJO

ABSTRACT

The development of a large launch vehicle (H-II) started in 1985. The first stage of the launch vehicle uses a liquid oxygen/hydrogen engine (LE-7), which generates 1,180 KN in thrust with a two-stage combustion cycle.

The liquid oxygen turbopump consists of a main pump, a preburner pump and a single stage turbine. The design rotational speed is 20,000 rpm and the delivery pressure of the main pump is 20.3 MPa and that of the preburner pump is 31.7 MPa. The flow rate is 229.1 kg/s and NPSH is 30 m. These high rotational speed, large flow rate and low suction pressure require combination of a cavitating inducer and a main impeller. In order to design a high pressure delivery pump with a high pump efficiency, it is necessary to analyze the pump blade passage flows in detail, using a three dimensional flow analysis method.

This paper describes the initial design of the liquid oxygen pump of the LE-7 engine and also presents the results of some experiments which were carried out using liquid oxygen and liquid nitrogen as the pump fluid, at the turbopump test facility of the National Aerospace Laboratory, Kakuda Branch. The predicted pump head coefficient was in reasonable agreement with the experimental results considering the pump efficiency. Furthermore, we developed a method which calculates blade shapes correctly, and it was very useful in analyzing flows in impeller blade passages.

1. ま え が き

現在我が国においては次期宇宙輸送系となるH-IIロケット第一段に用いられる大型高圧液酸液水ロケットエンジン(推力1,180KN, 比推力449秒, 二段燃焼方式)の開発が進みつつあり, 航技

研は特に液酸ターボポンプについてその原型エンジンまでの試作研究を担当している¹⁾。

本報告はこのロケット用大型高圧液酸ターボポンプのうち, 特にポンプ羽根車(インデューサ, 主羽根車, プリバーナポンプ用羽根車など)の流力設計および液体窒素, 液体酸素を用いた一般性能試験と液体窒素による吸込性能試験結果について主として述べるものである。本報告で用いた流

* 平成元年3月6日受付

** 角田支所

力性能計算法は妹尾・中瀬^{2,3)}による三次元流力解析法を用いた。インデューサについてはキャビテーションの影響、強度などを考慮する必要があるため文献⁴⁾に示される二次元解析法も併せて用いている。

流力計算から得られた揚程係数は実験から得られた揚程係数より高い値を示したが、効率を考慮すると設計流量付近ではほぼ一致した。

なお本設計計算に用いた流れの三次元計算は膨大な入力値(羽根形状)が必要となるが、これらを正確にまた能率よく処理する方法も考察したので併せて報告する。

2. 記号

- D : 直径
 g : 自由落下の加速度
 H : ポンプ揚程, 半径×角度($r\theta$)
 h : エンタルピー
 K_c : キャビテーション係数
 L : ハブまたはシュラウドの長さ
 M : 羽根にそった距離
 m : 質量流量
 N : 回転数
 n : ハブまたはシュラウドの分割数
 NPSH : 有効吸込み水頭($(P_0 - P_v) / \rho + V^2 / 2g$)
 Q : 体積流量
 q : 単位質量あたり発生する熱量
 R : 半径方向
 S : 吸込比速度, $N\sqrt{Q} / NPSH^{3/4}$
 U_t : ポンプ周速
 V_m : インデューサ流入速度
 P_0 : 上流圧力
 P_v : 蒸気圧
 W : 相対速度
 Z : 軸方向
 β : 羽根角度
 θ : 軸方向からみた羽根形状の角度
 η : 効率
 ρ : 密度
 ϕ : 流量係数, V_m / U_t
 ψ : 揚程係数, gH / U_t^2

添字

- a : 設計点
 h : ハブ
 in : 入口
 out : 出口
 s : シュラウド
 t : チップ
 d : 漏れ量

3. 流力特性計算

3-1 流力特性計算の概略

現在開発が進められているH-IIロケット用大型高圧液酸ポンプは、エンジン燃焼室に液体酸素を吐出圧21.3MPa、流量185.3kg/sで供給する主ポンプとプリバーナに液体酸素を圧力32.7MPa、流量25.6kg/sで供給するプリバーナポンプとで構成され、タービンにより駆動される。これらポンプの羽根車の流れ解析は羽根車を設計するうえで、強度計算などとならんで欠かせない重要な項目と考えられる。

本液酸ポンプ主羽根車、プリバーナポンプ用羽根車などに用いた流れの三次元流力計算は、妹尾・中瀬による三次元ポテンシャル流れ解析法^{2,3)}であるためここではその理論大略を述べるに留める。子午面内の流線を回転軸のまわりに回転してできる回転流面を図1に示す。羽根車とともに回転する座標からみれば、この回転面上には翼が図1に示されるようにあらわれる。この面上の流れはこの翼の間を通りぬけるのでこの流れを翼間流

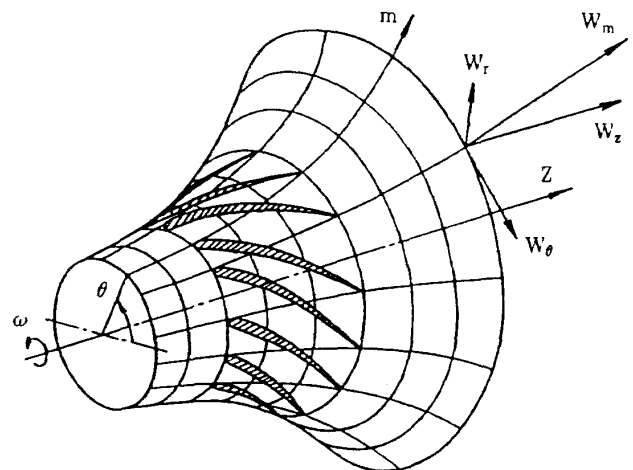


図1 回転流面

と呼ぶと、三次元流れは子午面流と回転面上の翼間流との組合せであらわされ得る。

本方法では流れはポテンシャル流とし、子午面流では力の平衡式、翼間流は流れ関数による等角写像を用いて解析を行う。子午面流と翼間流の解が相互に収れんし、その解が連続式を満足するまで計算をくり返す。この方法の利点としては、上述の等角写像の解析解が得られているため解の収束が良好で計算時間が短いこと、羽根の上流、下流のすべりが考慮されていること、羽根効率を計算に含めることができることなどである。但し一般には羽根効率は不明なのでここでは羽根効率を100%とした。

一方インデューサについてはキャビテーションの影響を考慮する必要があるため、文献⁴⁾による二次元流れ解析方法をあわせて用い、後に述べるインデューサの応力計算にその圧力分布を反映させた。

3-2 羽根車の設計と計算結果

液酸ポンプ羽根車の設計計算は図2に概略が示される液酸ターボポンプのうちインデューサ、インデューサ出口案内羽根、主ポンプ羽根車前部通

路、主羽根車、プリバーナポンプ用羽根車までの5要素についてそれぞれ行い、望ましい流力特性（たとえば速度分布、流れの角度など）が得られるまで羽根形状を変化させて行った。流れの境界条件としては、インデューサの計算結果をインデューサ出口案内羽根の入力値（流入角度、流入速度、圧力など）として用いるように各羽根部の計算結果を次の羽根部の入力値として用いている。

三次元流力計算には一般に大量の羽根形状要素が必要となるが、のちに述べるように計算に用いた羽根形状はすべて直線と円弧の組み合わせより構成したこと、および軸方向からみた羽根形状(θ)を2次式で近似し、これらの取扱いを容易にしたことが本設計計算における特徴である。表1に液酸ポンプ主要設計諸元を示す。なお表1中の各種羽根角度は最終的な流力計算結果に基づいた値である。

羽根車の計算は上述の5要素のうち、インデューサと主羽根車を代表例として記述し、インデューサ出口案内羽根、主ポンプ羽根車前部通路、プリバーナポンプ用羽根車については省略するものとする。

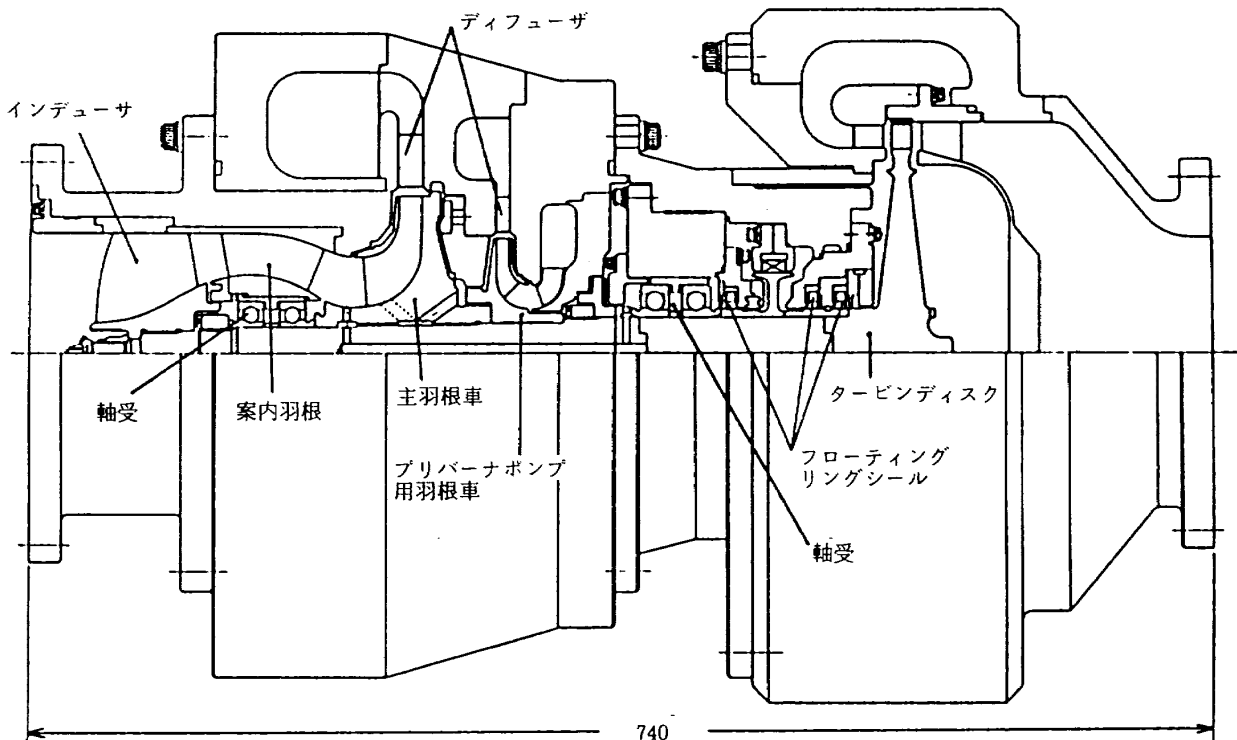


図2 液酸ターボポンプ概略

表1 液酸ポンプ主要諸元

	インデューサ	主ポンプ	プリバーナポンプ
回転数	20,000 rpm	20,000rpm	20,000rpm
流量	229.1kg/s	229.1kg/s	43.8kg/s
吐出圧	2.7MPa	21.3MPa	32.7MPa
外径	149.8mm	196.1mm	143.6mm
入口羽根角度	7.25	43.5	10.8
出口羽根角度	9.5	22.5	20.0
N P S H	30m	—	—

※羽根角度はチップ部における値

(i) インデューサ

図3にインデューサ形状を示す。インデューサおよびインデューサ出口案内羽根をヘリカル型とし、羽根枚数は各々3枚および5枚である。インデューサ出口案内羽根は軸受保持器の支えも構造的にかねている。

インデューサの設計必要吸込水頭は30mであるが、吸込性能を向上させるために図2に示されるように、インデューサ入口面積を大きくとり、できるだけ流入速度を低減させた。また後に述べるがインデューサ入口先端部は羽根が薄いため、90度の後退巻角度をつけて応力集中をさけている。

インデューサ羽根は入口部は平板翼（入口チップ羽根角 $\beta_1=7.25^\circ$ ）、出口部は一円弧翼（出口チップ羽根角 $\beta_2=9.5^\circ$ ）とし羽根中央で滑らかに組合せた。

インデューサの任意の点における羽根角度(β)は前述のように平板翼と円弧翼を組合せたことおよびヘリカル条件である次式より定まる。

$$D \cdot \tan \beta = D_t \cdot \tan \beta_t \quad (1)$$

図4にインデューサの相対速度分布の計算例を示す。NPSHは約60mとしたが、インデューサ負圧側に羽根中央部までキャビテーションの発生がみられるが、圧力側速度は滑らかに変化しおおむね良好な速度分布と考えられる。なおキャビテーションについては羽根負圧側圧力が液体酸素蒸気圧に等しくなった時点で発生するものとした。

インデューサの設計計算にあたっては大口径の

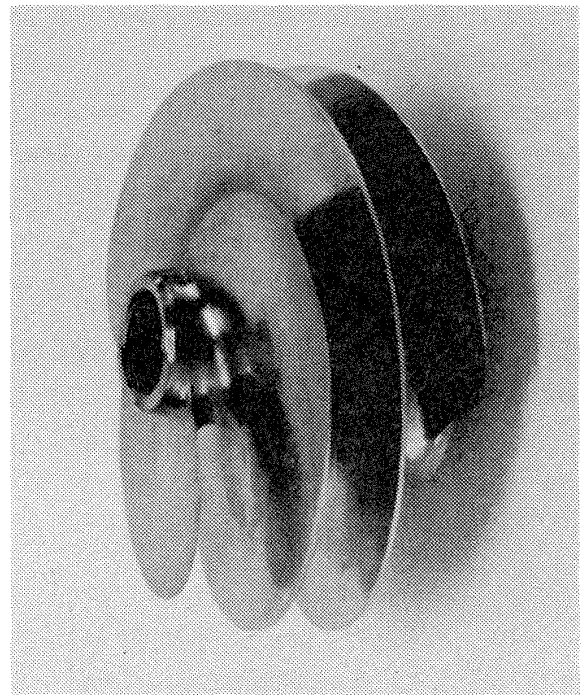


図3 インデューサ形状

インデューサの採用、回転数が高いことおよび羽根厚みが薄いことなどから流力計算のみならず、その強度にも配慮することが必要である。図5は回転による遠心力と流れの圧力分布に起因するインデューサの応力分布を示す。インデューサ前縁直後にかかなり高い応力がみられるが、この応力がインデューサの材料（インコネル、温度90Kで引張強さ約1,700MPa、降伏強さ約1,500MPa）の許容範囲におさまるようにインデューサの形状を少しずつ変化させ、流力特性および強度の両者について望ましい値が得られるまで計算をくり返した。

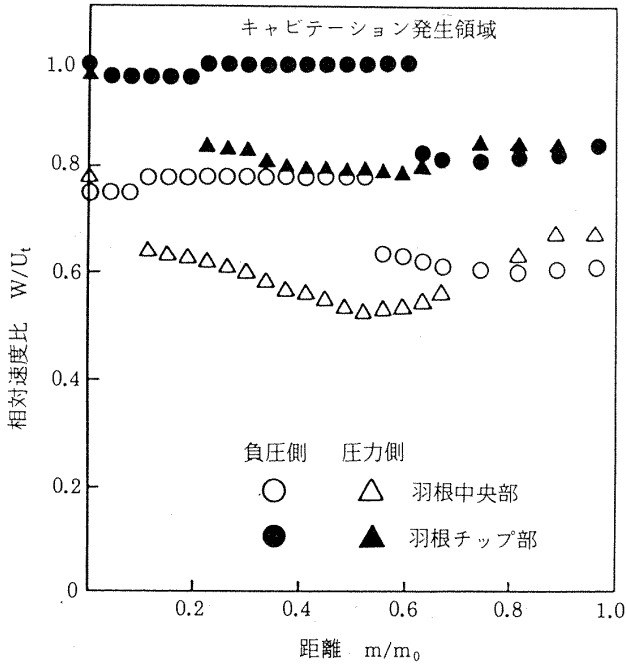


図4 インデューサ羽根上の相対速度分布

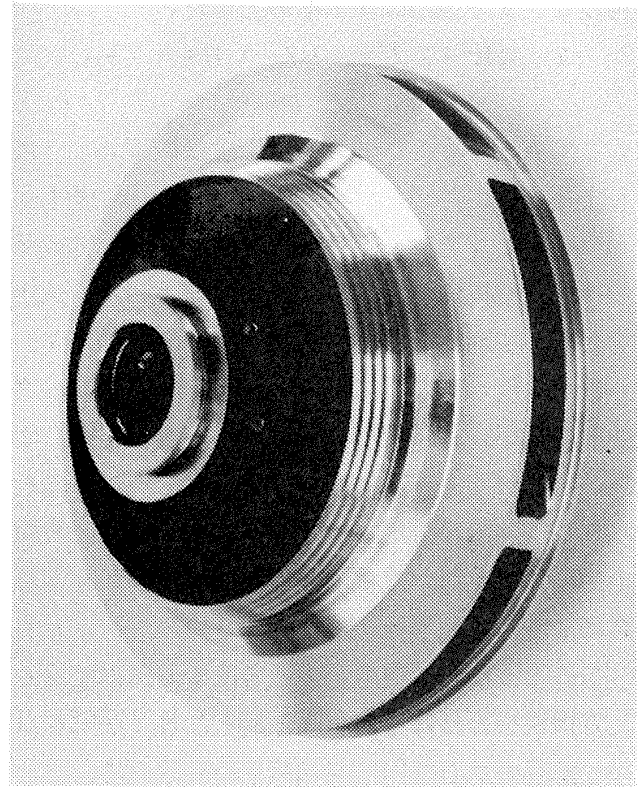


図6 主羽根車形状

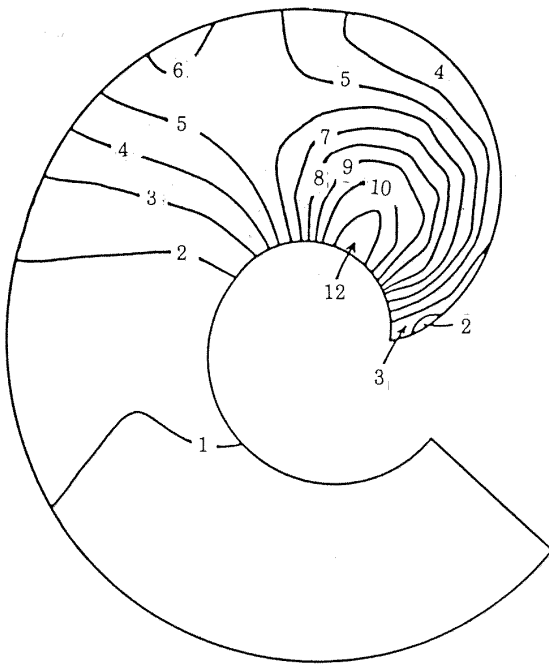


図5 インデューサの応力分布
※図中の数字は応力 ($\times 10^2$ MPa) を示す

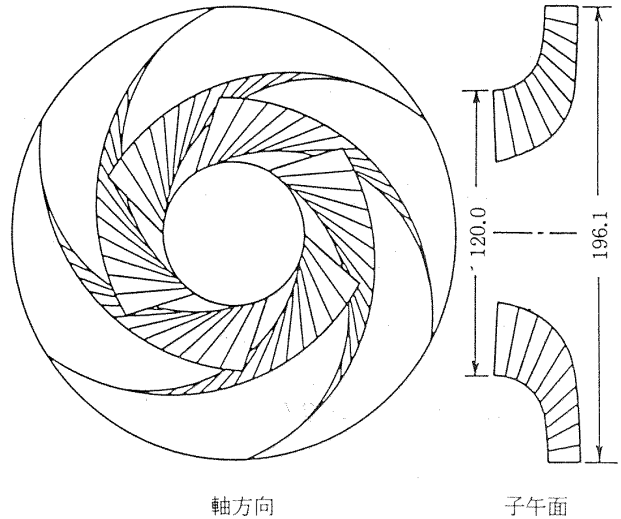


図7 主羽根車形状

(ii) 主羽根車

図6に主羽根車の形状を示す。図7はそれを軸方向と子午面方向からみた場合の羽根形状である。主羽根車とプリバーナポンプ用羽根車は製作が容易であるルールドサーフェスより構成した。羽根は軸方向からみた場合、図7に示されるようにハブとシュラウドを等分に分割し、それぞれを直線

で結ぶと羽根表面が構成され、これがルールドサーフェスの特徴である。

本設計計算には軸方向からみた羽根角度(θ)とその方向微分($\partial\theta/\partial R, \partial\theta/\partial Z$)がしばしば用いられるので、これらの値をできるだけ正確にまた滑らかに与えることが必要である。このためここでは図8に示されるように子午面での羽根を適当な微小要素(ここでは三角形)に分けそこでの羽根

角度を次式で表示⁵⁾するものとした。

$$\theta = A_1 R^2 + A_2 Z^2 + A_3 RZ + A_4 R + A_5 Z + A_6 \quad (2)$$

ここで $A_1 \sim A_6$ までの6個の係数は以下のようにして定めた。与えられた羽根角度(β_1, β_2)をもつ羽根車のハブとシュラウドは子午面において数個の円弧より構成する。これをいわゆる誤差三角法を応用して展開し、ハブとシュラウドの軸方向からみた角度(θ_h, θ_s)を定める。次いで子午面計算を一度行い、子午面の流線を数本決定した後、図8に示されるようにハブとシュラウドを軸方向からみて等間隔に分割し、直線で結べば任意の流線上での角度(θ)が定まる。なお付録に手順をより詳細に示した。

このようにして羽根要素の角度を6個得て、6元方程式をとけばその解が係数となり、(2)式を用いて任意の点(R, Z)での角度(θ)が求まる。

以上よりハブとシュラウドの入口、出口角度の4点を与えるのみで一連の流線計算を行うことが可能となった。これらの方法は計算精度に良い影響を与えるものと考えられ、また羽根形状を求めに際し大幅な時間短縮が可能となった。

図9にポンプ主羽根車の相対速度分布を示す。計算条件は設計回転数($Nd=20,000rpm$)、設計流量($229.1kg/s$)、流体は液体酸素とした。負圧側、圧力側ともに相対速度は滑らかに変化し、性能の良い羽根車であることが期待される。

4. 液酸ポンプの性能試験

4-1 一般性能

液酸ポンプの流力性能試験は航技研角田支所の高圧液酸ターボポンプ試験設備で行った。図10に設備概略、図11に供試体の予冷時の写真を示す。液酸ポンプはタービンにより駆動されるが、駆動方法としては高圧水素ガスにのみよる場合(冷走)と高圧水素ガスと液体酸素をプリバーナで燃焼させた燃焼ガスによる場合(熱走)とがあり、冷走によりターボポンプ諸性能を確認した後に熱走が行われる。

実験は供試体を十分に予冷した後、酸化剤タンクを加圧し、高圧水素ガスの着火弁および主弁を

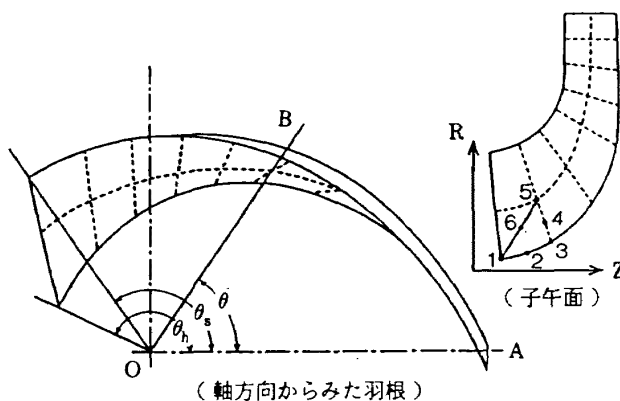


図8 羽根要素(角度)の決め方

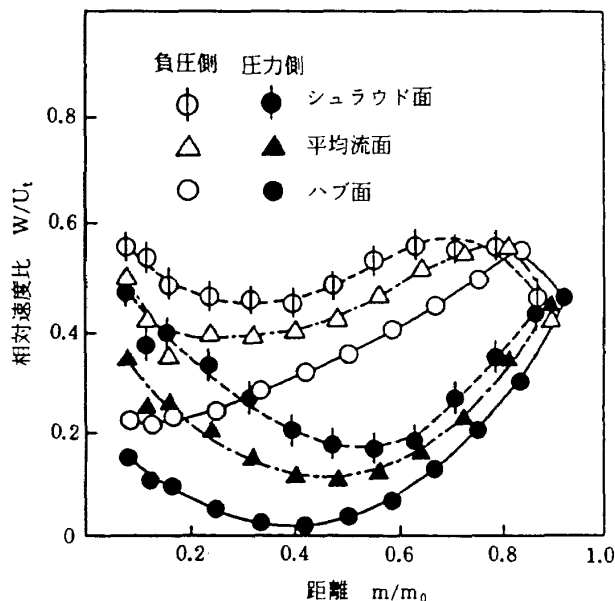


図9 主羽根車の相対速度分布

順次開いてタービンを駆動する。図10に示されるように酸化剤タンクからの作動流体は主ポンプにより昇圧され、その一部がプリバーナポンプによりさらに昇圧される。

作動流体は液体窒素および液体酸素を用いた。液体窒素および液体酸素ともに設計回転数の20,000rpmまでのポンプ性能を得ている。

図12に種々の回転数における主ポンプとインデューサの流量比と揚程係数、および流力計算から得られた主ポンプの揚程係数との比較を示す。液体酸素による揚程係数は液体窒素による揚程係数より若干低下している。これは液体酸素による実験では、軸推力を調整するため主羽根車にバランスホールを設けたこと、インデューサ出口チップ角度を1度低く加工したことによるものである。

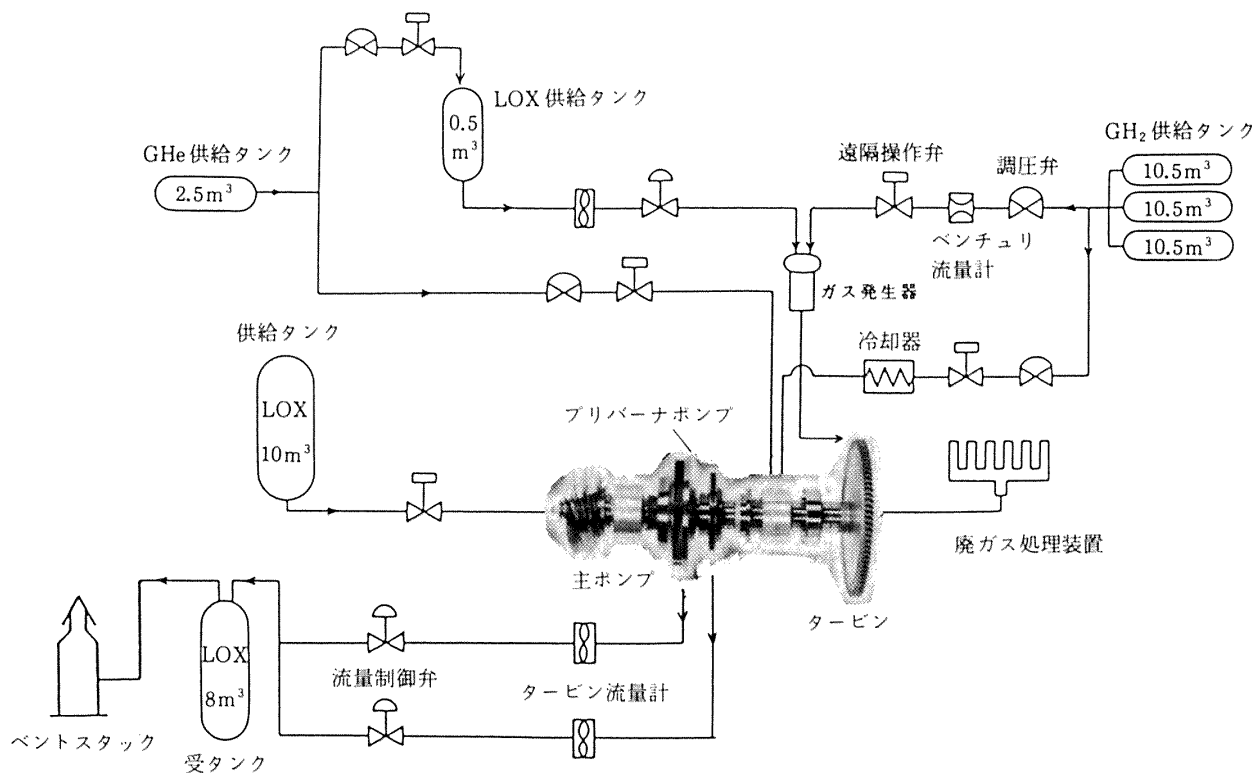


図10 高圧液酸ターボポンプ試験設備概略

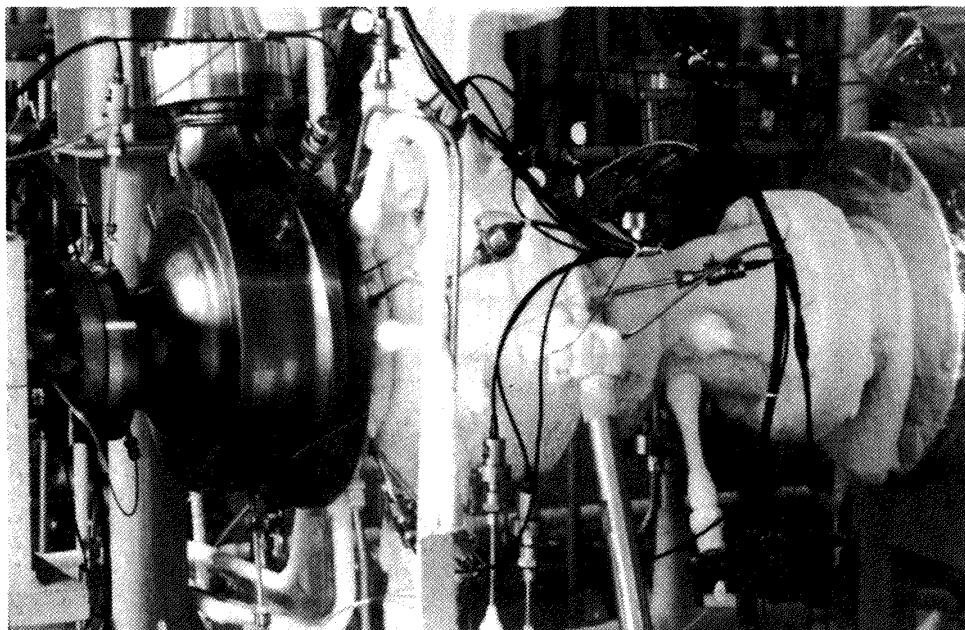


図11 液酸ターボポンプ予冷状況

図12に示されるようにインデューサ、主ポンプともに線形的に右下り勾配を示し、流量比の広い範囲で安定した作動状態を示している。

流力性能計算から得られたポンプ揚程係数は実験から得られた揚程係数より高い値を示しているが、これにポンプ効率をかけると設計流量付近ではほぼ実験から得られた値に一致する。これより

本研究で用いた流力性能計算が妥当であり、大型高圧液酸ポンプに適応し得るものと考えられる。

ポンプ効率はポンプ入口・出口の温度、圧力より求めた断熱効率より算定し、図12に示す。ここで断熱効率は(3)式で定義される。

$$\eta_a = (h_2 - h_1) / (h_3 - h_1) \quad (3)$$

ただし添字1はポンプ入口、3はポンプ出口、

2は1から出口圧力まで等エントロピー変化した場合のエンタルピを示す。ここで(3)式で与えられるポンプ効率 η はプリバーナポンプからのもれ量が考慮されていないため次の(4)式で補正する必要がある⁶⁾。

$$\eta = \eta_a / \{1 + M(1 + q/H)\} \quad (4)$$

ただし $M = \Delta m/m$

$$H = h_3 - h_1$$

以上より求めた主ポンプ効率は設計流量付近で約83%であるが、液体酸素での効率は前に示した

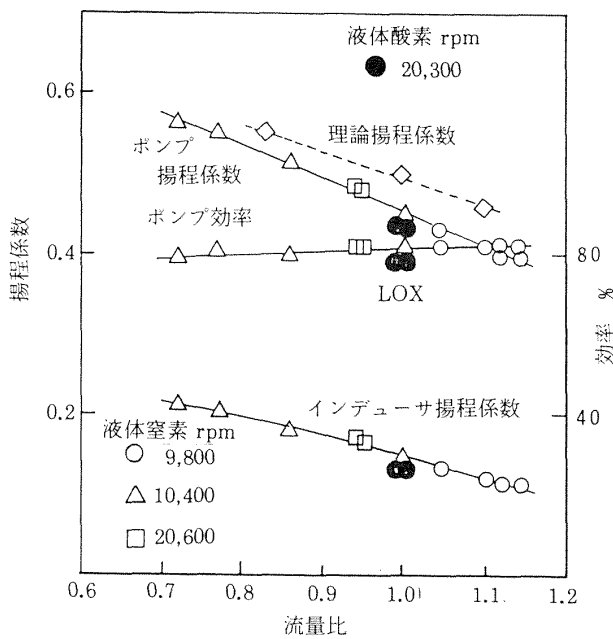


図12 液酸ポンプ性能

様に羽根車を追加工したため若干低く求まる。

4-2 吸込性能

ロケット用ポンプとして重要な流力性能の一つとして吸込性能があるが、インデューサのモデルを用いた吸込性能実験および液酸ポンプの液体窒素吸込性能実験を行い、その性能の確認を行った。

図13(a)にキャビテーションタンネルでのインデューサのモデル吸込性能の結果を示す。実験中回転数は10,000rpm、流量係数は0.086とほぼ一定に保った。使用したインデューサは液酸ポンプインデューサと相似形で、キャビテーションタンネルの配管径よりチップ外径は127mmとしたがこれ

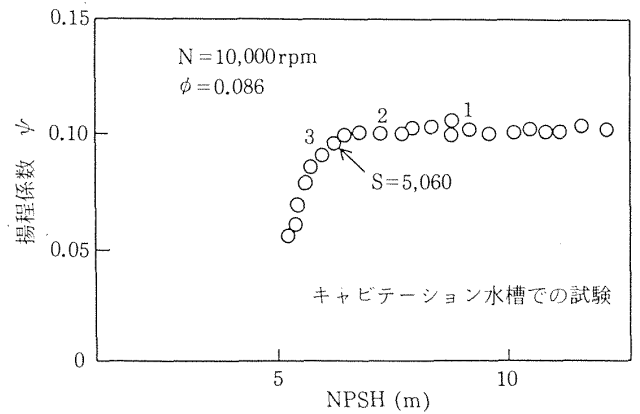
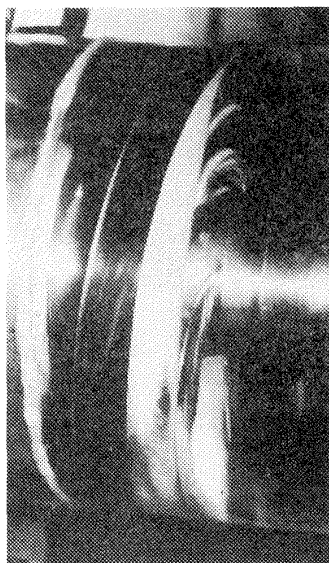
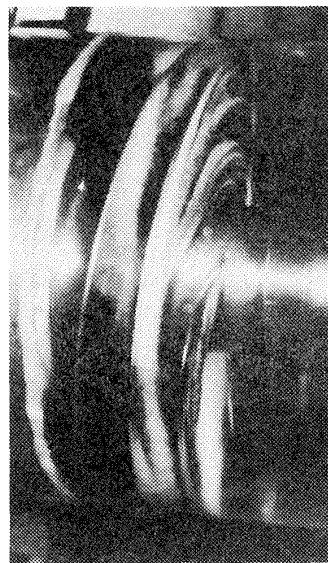


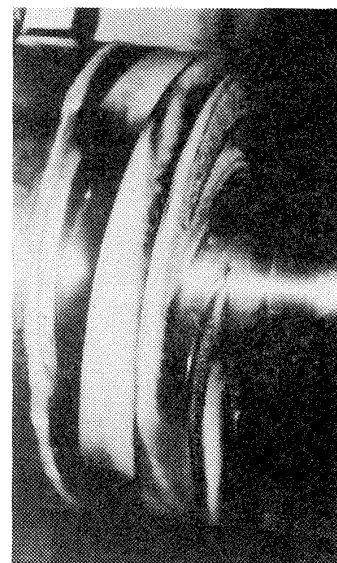
図13(a) キャビテーション水槽によるモデル吸込性能



(b-1)
 $K_c = 0.032$



(b-2)
 $K_c = 0.025$



(b-3)
 $K_c = 0.021$

図13(b) モデルインデューサの流れの可視化の一例

は前記インデューサの約85%の大きさとなる。

図に示されるように、インデューサの揚程係数が低下し始める NPSH は約6.2m (吸込比速度 $S=5,060$) であるが、これを 20,000rpm での吸込比速度を用いて液酸ポンプインデューサに換算すると NPSH は約31m となる。

図13(b)はモデルインデューサ羽根上のキャビテーション発生状況を示す。ただし図13中の番号が写真番号に対応する。図13の (b-1), (b-2) は揚程係数がいまだ低下しない場合, (b-3) は揚程係数が低下するかなり以前でもインデューサ上にキャビテーションが発生することがわかる。ただしモデル試験ではタンネルの亚克力ケーシングとのチップすきまが、0.3mm と比較的大きいため羽根先端部でチップキャビテーションが認められる。なお文献⁷⁾に実験に用いたキャビテーションタンネルの詳細が示される。

図14に液体窒素を用いた液酸ポンプ吸込性能実験結果を示す。回転数および流量係数は実験中ほぼ一定に保った。

最小 NPSH は回転数 16,200rpm で 15.3m ($S=5,950$) であったが、インデューサの揚程係数は低下せず更に小さな NPSH まで吸込むことが予想され、良好な吸込性能を有していると考えられる。

液体窒素で吸込性能が得られたが、設計点 (回転数 20,000rpm, 流量係数 0.077) における液体酸素での NPSH 30m ($S=5,400$) はモデル吸込性能実験と液体窒素を用いた吸込実験結果の両者によりほぼ達成されるものと考えられる。

5. 結 論

(1) 以上述べたように H-II ロケット用大型高圧液酸ターボポンプ用としてかなり高い流力性能を示すポンプを完成することができた。なおこの試作研究を通してさらに以下の点が判明した。

(2) 液酸ポンプの流力設計にあたり主として妹尾・中瀬の方法を用いたが、設計流量付近では効率を考慮すれば液体酸素、液体窒素を用いた試験結果とほぼ一致し、本方法が大型高圧液酸ポンプに適用しうることがわかった。

(3) 三次元羽根の設計にあたっては、羽根形状

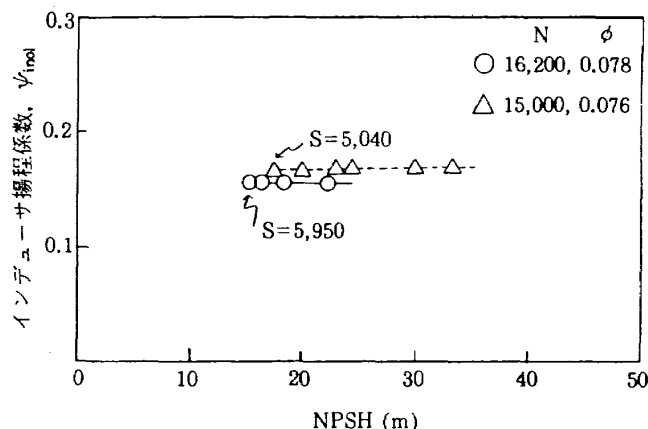


図14 液体窒素による吸込性能

を可能なかぎり正確にまた簡単に入力することが望ましいが、ルールドサーフェスを用いて羽根要素を二次式で近似し、ハブとシュラウドでの羽根入口角度、出口角度の4点のみを入力して一連の設計計算を行うことを可能とした。

(4) 本液酸ポンプにおいては、強度と吸込性能の両面を満足するインデューサの設計は極めて重要であり、設計に際しては流力計算と強度計算をくり返して行い、形状を決定した。吸込性能はモデルを用いた吸込性能試験および実機インデューサの液体窒素吸込性能試験において確認され満足できるものであった。

終りに本研究を行うにあたり多大のご支援をいただいた妹尾泰利元九州大学教授および終始懇切な御指導をいただいた中瀬敬之徳島大学教授に深甚なる謝意を表すものであります。

6. 参 考 文 献

- 1) K. Kamijo, et al, : "Design of LE-7 Lox Turbopump", 15-Th ISTS, 1986, April
- 2) 妹尾, 中瀬: ターボ機械の羽根車内の流れ (第1報, 翼間理論), 日本機械学会論文集, 37巻302号(1971), 192
- 3) 中瀬, 妹尾: ターボ機械の羽根車内の流れ, (第2報), 翼間流れを考慮した回転流面の沢定法, 日本機械学会論文集, 38巻308号(1972), 800
- 4) "Study of Inducer Load and Stress" : Edited by Florida Research and Development Center of Pratt and Whitney Air-

craft, NASA CR-72712, 1970

- 5) 山田他 3 名：H-II ロケット用大型高圧液酸ポンプの試作研究，ターボ機械，15巻10号（1987），18
- 6) 上條：極低温ポンプの効率，日本機械学会論文集，52巻481号（1986），3266
- 7) 上條，鈴木：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，航技研報告，TR-345（1973）

付録 羽根形状要素の決定法

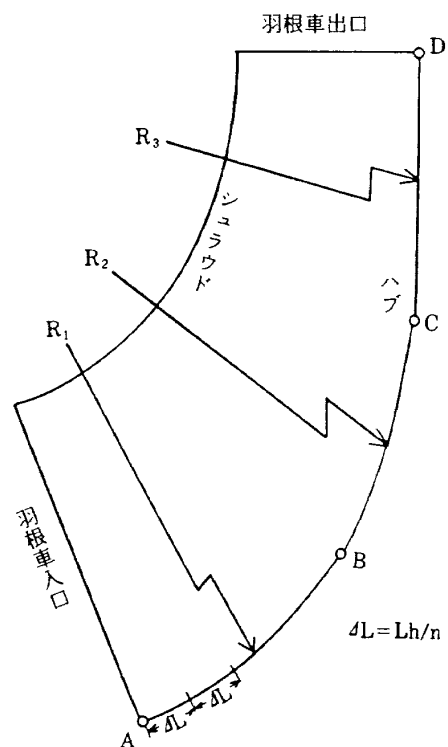
(3-2) 節の羽根車の設計と計算結果の項で示したように，本研究では羽根角度 θ とその方向微分を滑らかに与えることが計算精度を高める上で必要である。このため以下のような方法で θ を定めた。ただしこの方法を用いるには，ルールドサーフェスを使用することが前提である。なおハブとシュラウドの計算方法は同じなので以下ハブについてのみ記述する。

(1) 与えられた入口，出口羽根角度をもつ羽根車のハブ ($\beta_{h\ in}$, $\beta_{h\ out}$) とシュラウド ($\beta_{s\ in}$, $\beta_{s\ out}$) を付図 1 に示すように，子午面において三個の円弧を用いて滑らかに接続し構成する。ただし半径は R_1 , R_2 , R_3 である。

(2) ハブの長さ L_h を等分に分割し，その距離を ΔL_h とする。分割数 n は任意であるが本研究では 46 とした。

(3) 次に誤差三角法を用いて付図 2 のようにハブを展開する。ただし展開面の半径 R_0 は次式で与えられる。

$$R_0 = L_h / (\cos \beta_{h\ in} - \cos \beta_{h\ out}) \quad (\text{付 1})$$



付図 1 子午面での羽根の構成

展開面における β は $4L_h$ と (付1) 式を用いて (付2) 式より定める。

$$R_0 = 4L_h / (\cos \beta - \cos \beta_{h\ out}) \quad (\text{付2})$$

付図2に示される x 方向の長さ $4H$ は次式で与えられる。

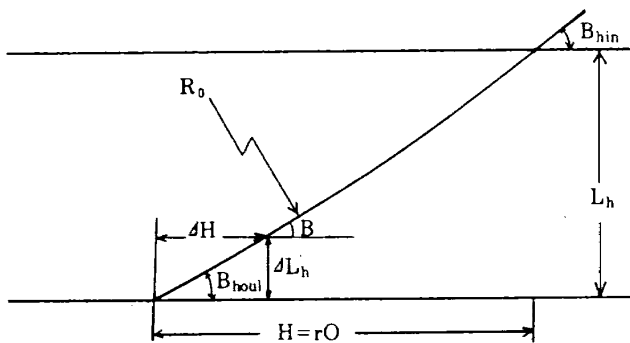
$$4H = R_0 \sin \beta - R_0 \sin \beta_{h\ out} \quad (\text{付3})$$

以上より R_0 , β , $4H$ が全て定まることになる。一方誤差三角法を用いていることにより $4H$ は次式で与えられる。

$$4H = r \cdot 4\theta \quad (\text{付4})$$

但し r は子午面でのハブの半径, 4θ はそこの軸方向からみた角度

上記の式より $4H$ が定まるので, ハブの任意半径 r での軸方向からみた角度 4θ が定まる。この 4θ を全て加え合わせるとハブ先端での軸方向からみた角度 θ_h が定まる。シュラウド側についても同様にして角度 θ_s が求まる。付図3(a)に軸方向からみた角度 θ_h と θ_s を示す。但しここでは羽根出口で $\theta=0$ として角度の基準点としてある。



付図2 ハブの展開図

(4) ルールドサーフェスであることを利用してハブとシュラウドを軸方向からみて直線で結ぶ。本報告ではハブとシュラウドを45等分し, 各々の点を直線で結んだ。

ついで子午面での流力計算を一度行い, 子午面の流線を決定しその幾何座標 (R, Z) を定める。ここではハブとシュラウドを含めて流線は9本とした。但しここでの流線は θ を求めるための計算結果であり, 翼間理論をもふくめた性能計算により最終的に定まる流線とは (R, Z) が若干異なる。

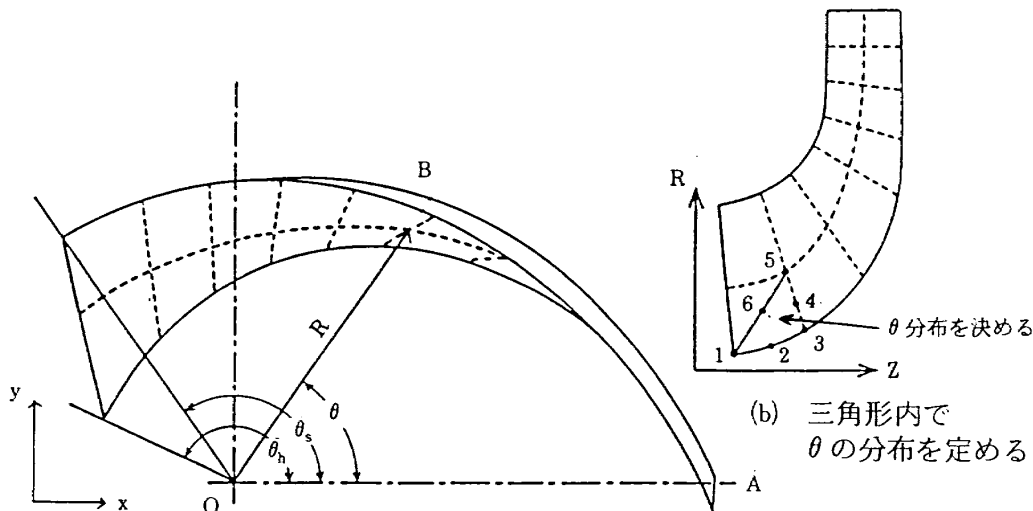
(5) 付図3(a)に示される任意の点Bでの半径 R と前記の直線との交点を求める。これより角度 θ が幾何学的に定まる。以上で直線46本と流線9本との交点, すなわち414点で高度 θ が全て定まる。

次に羽根を付図3(b)に示されるように子午面で小さな三角形要素に分割し, 羽根角度 θ を次式で表示し補間するものとする。

$$\theta = A_1 R^2 + A_2 Z^2 + A_3 RZ + A_4 R + A_5 Z + A_6 \quad (\text{付5})$$

A_1 から A_6 までの6個の係数は前記の既知の角度をもちいて計算され定まる。このような計算を子午面全域にほどこせば, 子午面での任意点での角度 θ と R および Z 方向の微分値が滑らかにかつ正確に求まり, 性能計算に資することが大である。

以上をプログラム化して, ハブとシュラウドの入口角度, 出口角度の4点を与えるのみで, 一連の性能計算を効率良く行うことが可能となった。



(a) 軸方向からみた θ

付図3 羽根要素(角度)の決め方

既 刊 報 告

TR-1010T	Finite Element Analysis of Incompressible Viscous Flows around Single and Multi-Element Reynolds Number Region Aerofoils in High	December 1988	Masashi SHIGEMI
TR-1011T	NUMERICAL SIMULATION OF HYPER-SONIC FLOW AROUND A SPACE PLANE II APPLICATION TO HIGH ANGLES OF ATTACK FLOW	February 1989	Yukimitsu YAMAMOTO
TR-1012	低密度プラズマ流のスペクトル特性 (N)空気およびN ₂ -CO ₂ 混合気体プラズマ Spectral Characteristics of Arc-Heated Low Density Plasma Flows (N) Air and N ₂ -CO ₂ Mixture Plasmas	1989年2月	渡辺 泰夫, 平林 則明
TR-1013	STOL実験機 SCAS システム開発概要 Development on the Triplex Digital Flight Control System of the STOL Research Aircraft	1989年2月	内田 忠夫, 渡辺 顯
TR-1014	空力弾性能動制御用デジタルコントローラ A Digital Controller for Active Aeroelastic Controls	1989年2月	上田 哲彦, 室田 勝一
TR-1015T	Application of Jameson's Type Nonlinear Artificial Dissipation to the Two-Dimensional Navier-Stokes Computation	February 1989	Nobuhiro KAWAI
TR-1016T	Comparison between the Null-Collision and Time-Counter Direct-Simulation Monte Carlo Methods : Leading-Edge Flow	February 1989	Katsuhisa KOURA
TR-1017	チェーンドライジャイロの非干渉制御ループの設計試作 Design and Testing of a Noninteracting Control Loop for the Dynamically Tuned Dry Cyro	1989年4月	新宮 博公, 大月 正男
TR-1018T	Some Topics in Computational Transonic Aerodynamics Arevised paper Based on a Presentation given at the IUTAM Simposium TRANSSNICUM III	April 1989	Naoki HIROSE Susumu TAKANASH
TR-1019	自己潤滑性複合材保持器を用いた固体潤滑ころがり軸受の潤滑特性に関する研究 第一報 アースセンサ用軸受の選択試験 Lubrication Characteristics of Rolling Bearings Lubricated by Self-lubricating Composite Retainers-Part 1-Selection of Bearings for Earth Sensors	1989年4月	西村 允, 関 勝美 宮川 行雄

航空宇宙技術研究所報告1020号

平成元年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(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