

液水/液酸エンジンタービンスピナの開発

棚次 亘弘・成尾 芳博・秋葉鐸二郎・倉谷 健治

(1983 年 1 月 5 日受理)

Deuelopment of Turbine Spinner for LH₂/LOX Rocket Engine

By

Nobuhiro TANATSUGU, Yoshihiro NARUO,
Ryojiro AKIBA and Kenji KURATANI

Abstract: We have developed the turbine spinners to start up the LH₂/LOX rocket engines of 7,000 and 10,000 kg-thrust level. The turbine spinner developed uses the solid propellant which has been developed for the SMRC of Mu-vehicle. The turbine spinner produces a combustion gas-flow of solid propellant for approximately 2.0 seconds and accerates the turbines up to approximately half of rated rotational speed and also ignites the gas-generator. The performance characteristics of the turbine spinner have been verified through the thermal tests of turbine blades, the thermal cycle tests of solid propellants, and the 28 runs of the tumbopump and the engine system start-up test. The design details and the test results of turbine spinner are presented in this paper.

概 要

宇宙研では、推力 7 トンおよび 10 トン級液水/液酸ロケットエンジンを起動するためのタービンスピナを開発した。このタービンスピナには、Mu ロケットの SMRC で開発された固体推進薬が用いられている。タービンスピナは約 2 秒間燃焼ガスを発生し、タービンを定格回転数の約 2 分の 1 まで回転させる。また、タービンスピナの熱は、ガスジェネレーターの点火にも用いられる。タービンスピナの特性はタービン翼の熱試験、推進薬の温度サイクル試験、および 28 回のターボポンプおよびエンジン起動試験によって確認された。この論文では、タービンスピナの設計諸元および試験結果について報告する。

I. 序 論

ここに報告するタービンスピナは、宇宙科学研究所において開発した液水/液酸ロケットエンジンに使用することを目的として開発したものである。タービンスピナは、液体水素をエンジン燃焼室に供給するターボポンプ供給システムにおいて、タービンに起動エネルギーを与えるためのものである。ロケットエンジンを起動するためのエネルギー源として、通常次の3つのものが用いられている。[1][2]

- (1) 固体推進薬の燃焼生成ガス
- (2) 気蓄器に蓄えた高压ガス
- (3) 推進剤タンクの加圧ガス

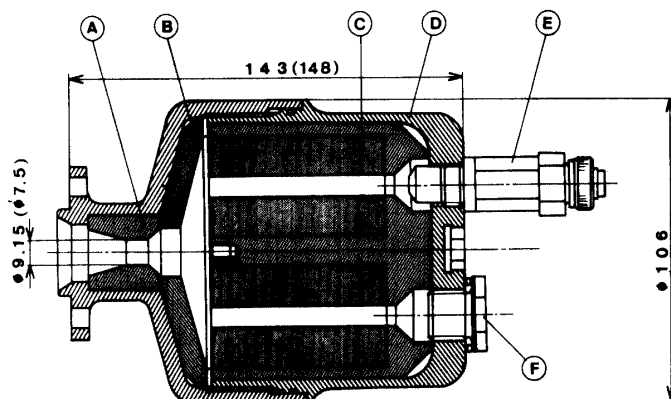
これらの起動エネルギー源にはそれぞれ特徴があるが、宇宙研では固体推進薬の燃焼ガスを採用した。この方式は、形状が小さく、軽量であり、また起動エネルギーが大きいのでエンジンの起動時間を短かくできる特長を持っている。宇宙研で開発したタービンスピナには Mu ロケットのロール制御用に開発された低温度のガスを発生する固体ロケット(SMRC)を応用した。推力7トンと10トンエンジン用に2種類のタービンスピナを開発したが、推進薬カートリッジは同一のものをを用い、燃焼圧力を変えることによって燃焼速度を変え、それぞれのエンジンに適した起動エネルギーを得た。

7トンエンジン用タービンスピナ(TS-701)の開発試験は、昭和53年12月から昭和54年8月まで行い、同年10月に行った7トンエンジンターボポンプの起動試験によってその性能と特性が確認された。昭和55年10月には、10トンエンジンの起動エネルギーに調整したタービンスピナの燃焼試験を行い、昭和56年4月に10トンエンジン用タービンスピナ(TS-1001)を完成し、同年5月に10トンエンジンターボポンプの起動試験によってその性能と特性を確認した。昭和57年4月までに行ったターボポンプ供給試験、エンジンシステム試験およびステージシステム試験において、TS-701とTS-1001タービンスピナはそれぞれ19回と9回使用したが、軽微な不具合はあったものの全て良好な結果を得ることができた。ここでは、宇宙研において開発したタービンスピナの特性諸元、開発試験の結果およびこのタービンスピナを用いた液水/液酸ターボポンプの起動特性について報告する。

II. 宇宙研で開発したタービンスピナ

II-1) 形状諸元

図1にタービンスピナの断面図を示した。TS-701とTS-1001タービンスピナで燃焼室および絞りオリフィス口径が異なるが、推進薬と点火器は同一のものである。推進薬と点火器はカートリッジ式になっており、燃焼室は再使用できる。燃焼室出口オリフィス口径を変えることによって燃焼圧力を変え、ガス発生率を変える。推進薬は同心円筒形で、FRPのケースに充填されており、内円筒の外面から内側に、また外円筒の内面から外側に向けて燃焼する。タービンスピナの全重量は3.1kgである。図2には、タービンスピナ、ガスジェネレーター[3]およびターボポンプ[4]を組合せた状態を示した。タービンスピナはガスジェネレーターの球形燃焼室に取付けられ、燃焼ガスはガスジェネレーターの燃焼室内壁に衝突し、方向を反転してタービンノズルマニホールドに供給される。このようなガ



() 内の数値は 10 トンエンジン用タービンスピナの寸法

① ノズル	： グラファイト	④ チャンバ	： SCM
② 磁板ワイヤ	： FRP	⑤ 点火薬	： NAB-0 (31)
③ 推進薬	： GGP-3	⑥ 圧力計測口	： カップ

図 1 タービンスピナ断面図

タービンスピナ

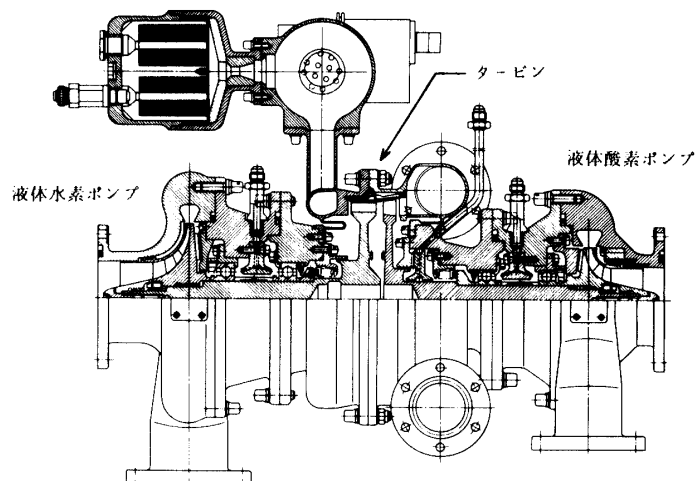


図 2 タービンスピナ組付図

スの流路をとることによって、高温の燃焼ガスが直接にタービン翼に流れ込むことを避けた。図 3～4 には、タービンスピナを構成する部品の写真、およびターボポンプ供給システムへの組付状態を示す写真を示した。

II-2) 燃焼特性

推進薬は Mu ロケットのロール制御用に開発された GGP-3 で、点火薬は NAB-0 である。これは、固体推進薬の中で最も低温度の燃焼ガスを発生するものであり、表 1 にその燃焼特性を示した。

図 5～8 に TS-701 と TS-1001 タービンスピナの燃焼試験の結果を示した。これらの試験では、タービンスピナをガスジェネレーターに取付け、またタービンノズルを模擬したオリフィスをガスジェネレーター出口に設けて実際の運転に近い状態にした。表 2 に主な

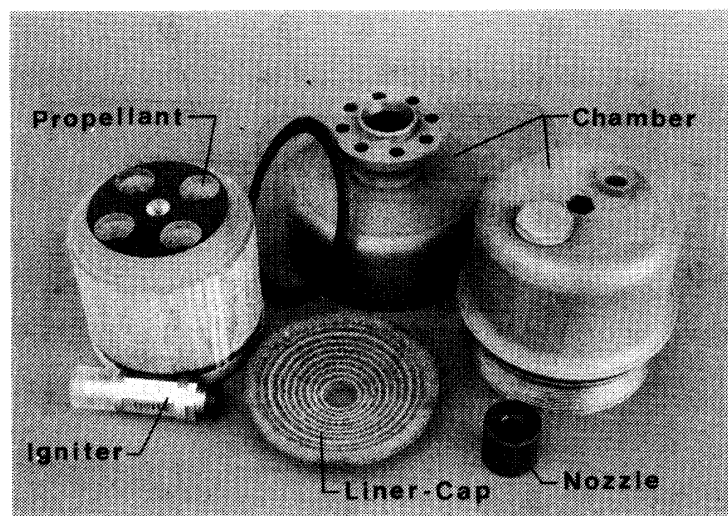


図3 タービンスピナ構成部品

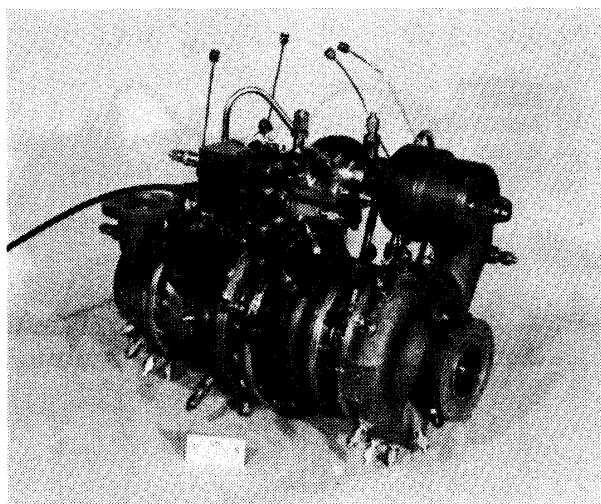


図4 ターボポンプに取付けたタービンスピナ

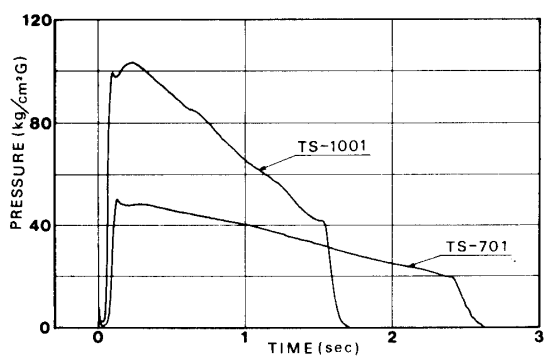


図5 タービンスピナ燃焼室圧力曲線

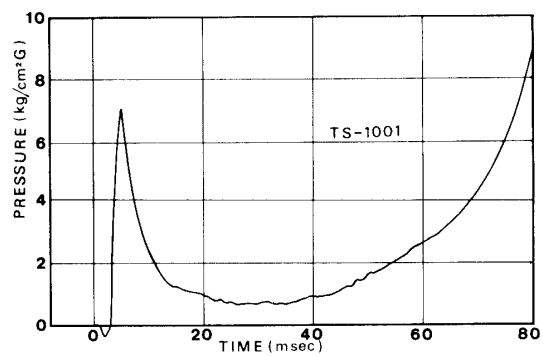


図6 タービンスピナ燃焼室圧力立上り特性

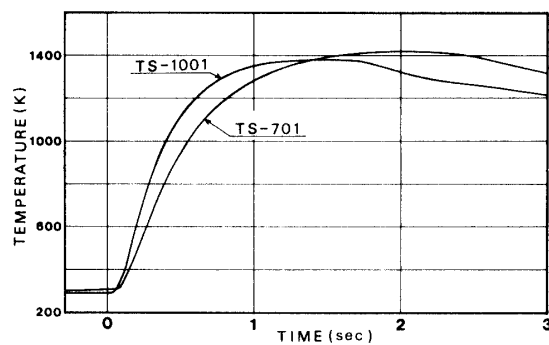


図7 マニホールド内ガス温度

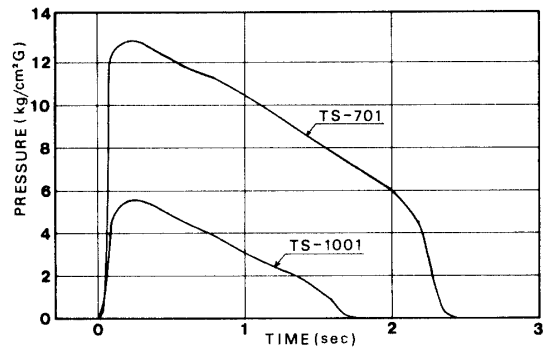


図8 マニホールド内ガス圧力

表1 GGP-3 推進薬特性

	7 トンエンジン	10 トンエンジン
圧 力 (kg / cm ² A)	50.	100.
火炎温度 (K)	1425.	1453.
比重量 (g / cc)	0.00849	0.01682
エンタルピ (Cal / g)	- 631.4	- 631.8
エントロピ (Cal / gK)	2.460	2.391
平均分子量 (g / mol)	19.861	20.045
定圧比熱 (Cal / gK)	0.5803	0.7088
比熱比	1.274	1.242

(燃焼生成物 モル分率)

燃 焼 成 生 物	7 トンエンジン	10 トンエンジン
HC 1	0.09674	0.09764
HCN	0.00002	0.00003
H 2	0.33564	0.32536
H 2 O	0.10662	0.11164
C (固体)	0.0	0.0
CH 4	0.00332	0.00790
CO	0.32907	0.32701
CO 2	0.04638	0.04736
FeC	0.00123	0.00124
Fe 2 C 14	0.00001	0.00001
NH 3	0.00022	0.00038
N 2	0.08076	0.08142

上記の数値は平衡移動法による計算値である。

燃焼成生物の中には上記の他に微量成分が含まれている。

試験結果をまとめた。タービンスピナの燃焼室圧力曲線は、図5に示すように着火直後に最大値に達し燃焼終了時には最大値の40%になるように直線的に減少する。また、着火時には図6に示すような着火遅れの現象が見られる。タービンノズルに供給されるガスの圧力と温度は、図7～8に示す値になり、ガス温度はタービン翼材料 (INCONEL-718) の溶体化温度 (Solution Temperature) を越えているが、短時間のためタービン翼の温度はガス温度まで上昇せず焼損を受けることはない。このことは、後章で述べるタービン翼熱試

表2 タービンスピナ単体燃焼試験結果

	7トンエンジン	10トンエンジン
着火遅れ msec	90.	45.
燃焼室最大圧力 $\text{kg}/\text{cm}^2\text{G}$	47.7	107.6
マニホールド圧力 $\text{kg}/\text{cm}^2\text{G}$	12.9	5.99
全燃焼時間 sec	2.5	1.77
スロート径 mm	9.1	7.5
推進薬重量 kg	0.45	0.45

マニホールド圧力は図7～8に示す部分で計測した値である。

験によって確認した。

III. タービンスピナの開発試験

液水/液酸エンジン用タービンスピナの開発に当って、特に考慮したことは次の2点である。タービンスピナに用いた固体推進薬は、燃料を過剰に混合して低温度のガス発生するように開発されたものであるが、このガス流で駆動されるタービン翼の荷重を考慮した場合十分に低い温度とは言えない。また、極低温推進剤を用いるため、エンジンの予冷中に固体推進薬がガスジェネレーター燃焼室からの熱伝導によって冷却されることがある。以上の2点を考慮して、使用する推進薬の燃焼ガスを用いたタービン翼の熱試験と推進薬の温度サイクル試験を実施した。

III-1) タービン翼の熱試験

タービン翼の熱試験は、TS-701について昭和53年12月から昭和54年8月までに3回行い、TS-1001について昭和56年4月に1回行った。

最初の試験では図9に示すようにSMRC用のサンプリングモーターを使用して、燃焼ガスを大気中でタービン翼に噴射した。実際に使用するタービン翼形状と材料を用い、翼列も実際の運転状態を模擬して燃焼ガス流に配置した。この試験では、図10に示すように第一段タービン翼のリーディングエッジの中央部が燃損した。試験は2コの供試体を用いて行ったが、2コともほぼ同様な結果であった。

第2回目の試験では、図11に示すように推進薬燃焼室（SMRC用サンプリングモーター）にガスジェネレーターを模擬したダミーノズルを取付けて、実際に近い流路形状と熱容量を持たせた。このような配置によって燃焼ガスの熱エネルギーをできるだけ吸収し、ガス温度を下げることを試みた。ダミーノズルの出口には前回と同様にタービン翼列を配置した。試験は同一の供試体に対して3回行い、目視検査では異常は認められなかった。試験後に行った金属顕微鏡によるミクロ組織の検査および硬度検査によってタービン翼の材質変化の有無、およびザイグロ検査によって熱衝撃によるクラックの有無を調査し、いずれも良好な結果を得た。これによってタービン翼の温度は、溶体化温度以下に保たれ材質変化が生じなかったことを確認できた。

第3回目の試験では、実際に使用するタービンスピナ燃焼室、ガスジェネレーターおよびタービンノズルマニホールドを図12のように配置して、前回と同様の試験を行った。試

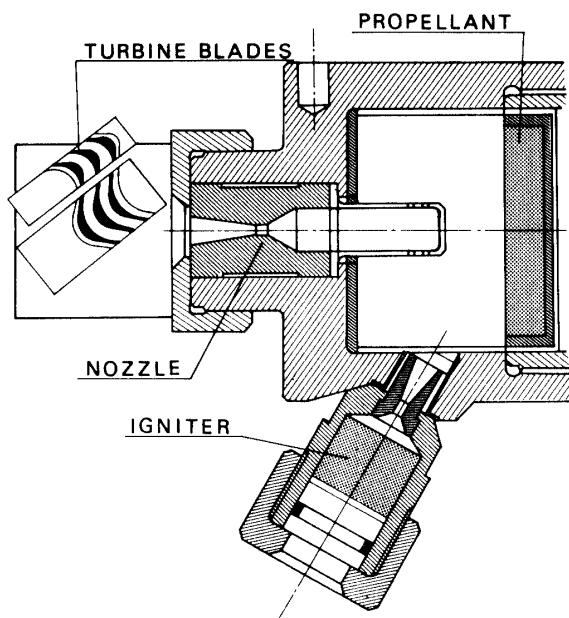


図 9 タービン翼熱試験配置図（その 1）

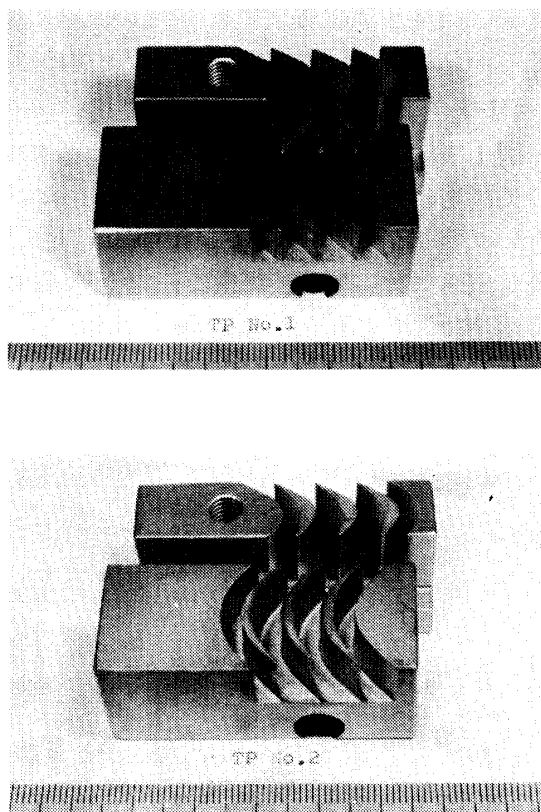


図 10 熱試験によるタービン翼の焼損

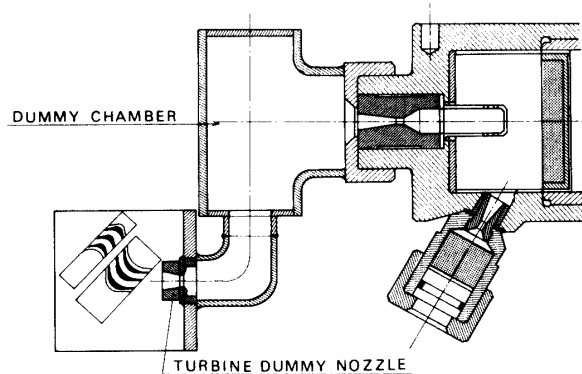


図 11 タービン翼熱試験配置図（その 2）

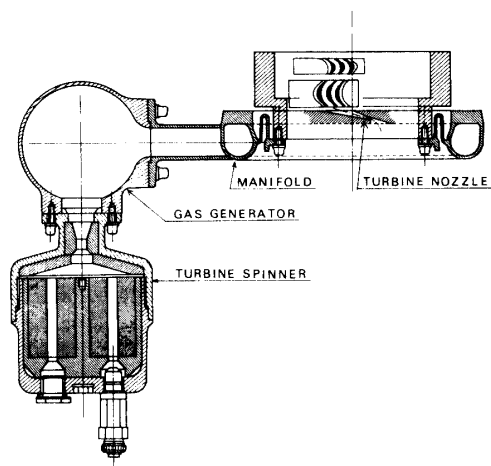


図 12 タービン翼熱試験配置図（その 3）

験は 2 回行われたが、タービン翼とその他の部品に焼損は認められず、また試験後の硬質検査およびサイグロ検査によってもタービン翼に異常は認められなかった。

以上の 3 回の試験によって、この固体推進薬がタービンスピナとして使用できることが確認できた。

第 4 回目の試験は、10 トンエンジン用のタービンスピナを用いた試験であり、試験方法

は第3回目とほぼ同様である。この試験に使用した部品は全て10トンエンジン用のものである。試験結果は良好で、タービン翼の焼損および材質変化は認められなかった。

III-2) 推進薬の温度サイクル試験

図13に示すような2種類の温度サイクルを推進薬に加えた後、目視検査と燃焼試験によって異常の有無を確認した。温度サイクル後の目視検査では、No.1およびNo.2推進薬ともにクラックやホルダーとの剥離は見られなかった。表3には燃焼試験の結果を示した。燃焼試験においても、異常な圧力上昇等は認められず、温度サイクルを加えない推進薬との燃焼特性の差異は許容範囲内にある。

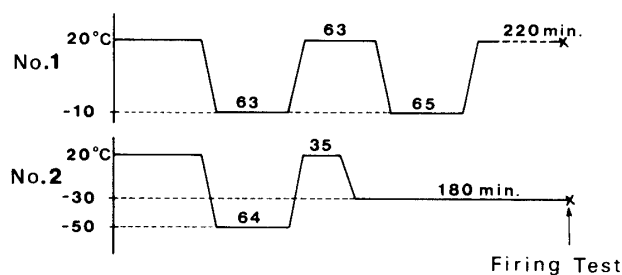


図13 推進薬に加えた温度サイクル

表3 推進薬温度サイクルの試験結果

	標準値	No. 1 サイクル	No. 2 サイクル
最高圧力 (kg / cm ² G)	51.0	55.0	50.5
最高圧力到達時間 (sec)	0.12	0.13	0.11
全燃焼時間 (sec)	2.62	2.55	2.69
スロート口径 (mm)	9.10	9.05	9.05

IV. タービンスピナによるエンジン起動特性

ガスジェネレーターサイクルを用いたエンジンでは、定常運転において、ターボポンプは主燃焼室に液体水素と液体酸素を供給するとともに、ガスジェネレーターにも液体水素と液体酸素を供給し、その燃焼ガスによってターボポンプ自身を駆動して、全体のシステムは自励運転状態になっている。この自励運転状態に起動するため、タービンスピナはタービンを定格回転数の約1/2まで駆動し、その後ガスジェネレーターが作動してタービンを定格回転数まで駆動する。従って、タービンスピナには定格運転時におけるタービン駆動エネルギーの約1/8のエネルギーを発生することが要求される。宇宙研では、7トンと10トンの2種類のエンジンを開発するため、同一の推進薬カートリッジを用いて燃焼圧力を50 kg/cm² Aと100 kg/cm² Aに変えることによって燃焼速度を変え、それぞれエンジンに適した起動エネルギーに調整した。

図14～15に10トンステージ試験におけるエンジンの起動状態を示した。図14にはタービンノズルマニホールドにおいて計測した起動時のガス圧力と温度を示し、図15には液水と液酸ターボポンプの回転数を示した。図中に示した一点破線の時刻において、ガスジェ

ネレーターのスタート弁が開いて自励運転状態に移行した。起動初期におけるタービンスピナの燃焼によるタービンノズルマニホールドの圧力曲線は、タービンスピナ単体燃焼試験の結果よく一致している。この時のガス温度は、タービンスピナ単体試験の計測値より約 350°C 低くなっているが、これはタービンスピナの燃焼生成物がガスジェネレーターのインジェクターを汚染するのを防ぐため、インジェクターからヘリウムガスを噴射していることによるものである。タービンスピナによるターボポンプの回転数の上昇は、液水ポンプで定格の 46 %、液酸ポンプで 66 % であった。ガスジェネレーターのスタート弁が開いてガスジェネレーターに液水／液酸が供給された後もタービンスピナは燃焼を続けており、 $X+1.8$ 秒まではタービンスピナの燃焼ガスと水素／酸素の燃焼ガスが混合してタービンを駆動している。この時、ガスジェネレーターに供給された液水／液酸は、タービンスピナの燃焼熱によって着火する。

このタービンスピナを用いた起動試験は、7 トンエンジンについて 10 回、10 トンエンジンについて 6 回行ったが、いずれもタービンスピナは正常に燃焼し、またガスジェネレーターやタービンを焼損することなかった。

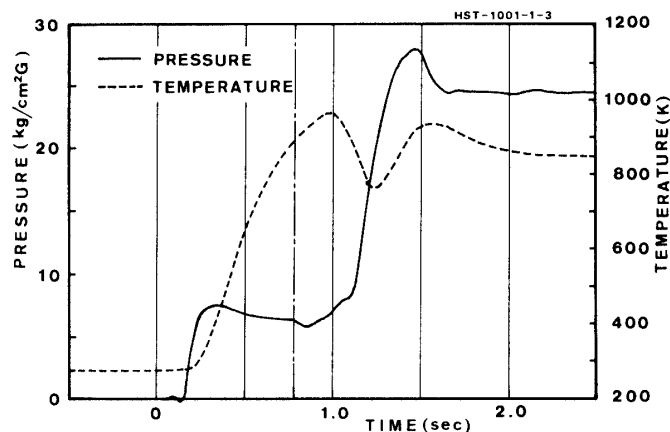


図 14 タービンノズル入口ガス圧力と温度

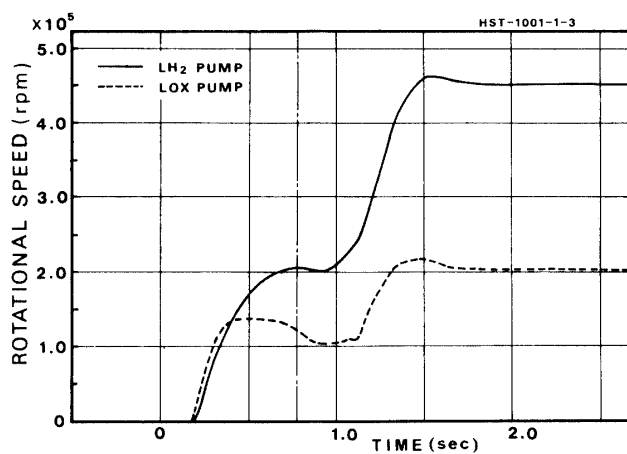


図 15 ターボポンプ回転数

V. ま と め

- (1) 液水/液酸エンジン起動用の固体推進薬タービンスピナを開発した。
- (2) 固体推進薬には、Mu ロケットのロール制御用に開発された比較的低温度の燃焼ガスを発生する SMRC 用の推進 GGP-3 を用いた。
- (3) 推進薬および点火器はカートリッジ型にし、7 トンと 10 トンエンジンに同一の推進薬カートリッジを用いた。燃焼圧力は $50 \text{ kg/cm}^2 \text{ A}$ と $100 \text{ kg/cm}^2 \text{ A}$ にして、それぞれのエンジンに適した起動エネルギーを発生するように調整した。
- (4) タービン翼を SMRC の推進薬の燃焼ガス流に置いて、タービン翼の熱試験を行った。この試験で、ガスジェネレーターとタービンノズルマニホールドの熱容量を利用してタービン翼に供給されるガス温度を下げた場合には、タービン翼は焼損を受けないことを確認した。
- (5) タービンスピナの燃焼ガスによって、ガスジェネレーターに供給された液水/液酸に着火することを確認し、点火器としての機能を持せることができた。これによってシステムを簡素化できた。
- (6) このタービンスピナを用いて 7 トンと 10 トンエンジンの起動試験を 16 回行い、エンジンは正常に起動してガスジェネレーターによる自励運転状態に移行し定常運転に入ることを確認した。起動時間の再現性は良く、7 トンエンジンで約 2.5 秒で、10 トンエンジンで約 1.7 秒であった。試験後の検査によって、タービンおよびガスジェネレーターに焼損等の異常は認められなかった。

謝 辞

タービンスピナの製作および単体試験に御協力下さいました日産自動車株式会社に、また熱試験用タービン翼の加工および試験後の材質検査に御協力下さいました石川島播磨重工業株式会社に感謝の意を表します。

ターボポンプ試験、エンジン試験およびステージ試験において、タービンスピナの取扱い作業を慎重に行って下さいました宇宙研液水実験班の林紀幸、東照久、吉田裕二の各氏および日産自動車株式会社に感謝します。

参 考 文 献

- [1] Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines, NASA SP-8107, pp. 82~87 (1974/8)
- [2] S. K. Huzel, et al; Design of Liquid Propellant Rocket Engine, NASA SP-125, P. 132 (1971)
- [3] 棚次亘弘他; 液水/液酸ターボポンプ用ガスジェネレーターの開発研究, 東大宇宙研報告第 16 巻第 2 号(A) 1980 年 5 月
- [4] 棚次亘弘; 液水/液酸ターボポンプの実験 I. ポンプ, 東大宇宙研報告第 15 巻第 4 号 1979 年 11 月