ISSN 1349-1113
JAXA-RR-05-042

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

JAXA極低温インデューサ試験施設

吉田 義樹,渡邉 光男,長谷川 敏,橋本 知之,
島垣　満,山田　仁,志村　隆

2006年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

This document is provided by JAXA.

JAXA 極低温インデューサ試験施設[*1]

吉田義樹[*2]，渡邉光男[*2]，長谷川 敏[*2]，橋本知之[*2]，
島垣 満[*2]，山田 仁[*2]，志村 隆[*2]

Cryogenic Inducer Test Facility in JAXA

Yoshiki YOSHIDA, Mitsuo WATANABE, Satoshi HASEGAWA,
Tomoyuki HASHIMOTO, Mitsuru SHIMAGAKI, Hitoshi YAMADA, and Takashi SHIMURA

ABSTRACT

The Cryogenic Inducer Test Facility (CITF) was constructed in the JAXA Kakuda Space Center and has been in operation since 2003. Liquid nitrogen and liquid hydrogen are used as working fluids for experiments on rocket engine turbopump inducers, enabling the thermodynamic effects on cavitation to be examined. The performance of CITF was verified from the elemental tests and inducer running tests. In this article, the verification test results and future programs are presented.

Key Words: *Cavitation, Inducer, Cryogenic fluid, Turbopump, Visualization*

1. 緒言

H-Ⅱ８号機の事故原因となったインデューサの翼疲労破損[(1)]，およびLE-7A液体水素ターボポンプポンプ開発時の軸振動過大[(2)]等インデューサに発生するキャビテーションのコントロールはロケットエンジン用ターボポンプのキーテクノロジーの一つである．しかし，実際の推進剤においてはキャビテーション性能そのものにも未解明な部分がある．その原因の一つは，推進剤である液体水素(-253℃)，液体酸素(-183℃)が極低温流体であり，そのハンドリングの難しさと試験コストの高さから，厳しいキャビテーション発生下の試験を容易に数多くできないところにある．ターボポンプ以外で，インデューサ単体の試験を極低温流体中で行った試験は，アポロ時代のNASAの液体水素[(3)]の例を除いて極めて少ない。

そのため，JAXAでは要素試験設備の高度化を図るために平成13年度より角田宇宙センターに「極低温インデューサ試験施設（Cryogenic Inducer Test Facility）」[(4)(5)]の建設を進め，平成15年に完成検査を終えて本施設の稼働を開始した．

本解説では，この試験施設の機能確認試験の主な結果を紹介し，本施設を運用した今後のキャビテーションの研究について展望する．

2. 設備概要

図１に極低温インデューサ試験施設の鳥瞰図を示す．また，図２に施設の系統図を示す。施設はJAXA（宇宙航空研究開発機構）角田宇宙センター（宮城県角田市）にあり，まわりには安全保安距離を確保するため空地が設けられている．施設は大きく分けて計測棟（図１右），実験棟（中央），排ガス処理設備（左）からなる．インデューサ試験機とその駆動系，極低温流体を貯蔵するランタンク・キャッチタンク，液体水素をガス化する気化器等は実験棟にまとめられ，設備の運転制御，データ収集等は全て計測棟から行われる．排ガス処理設備は試験に用いた液体水素を一度キャッチタンクに貯蔵した後に，ガス化させて燃焼処理するための設備であり，毎秒最大約660gの水素を処理する事が出来る．

*1 平成18年1月19日受付（Received 19 January, 2006）

*2 総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター
(Rocket Engine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

This document is provided by JAXA.

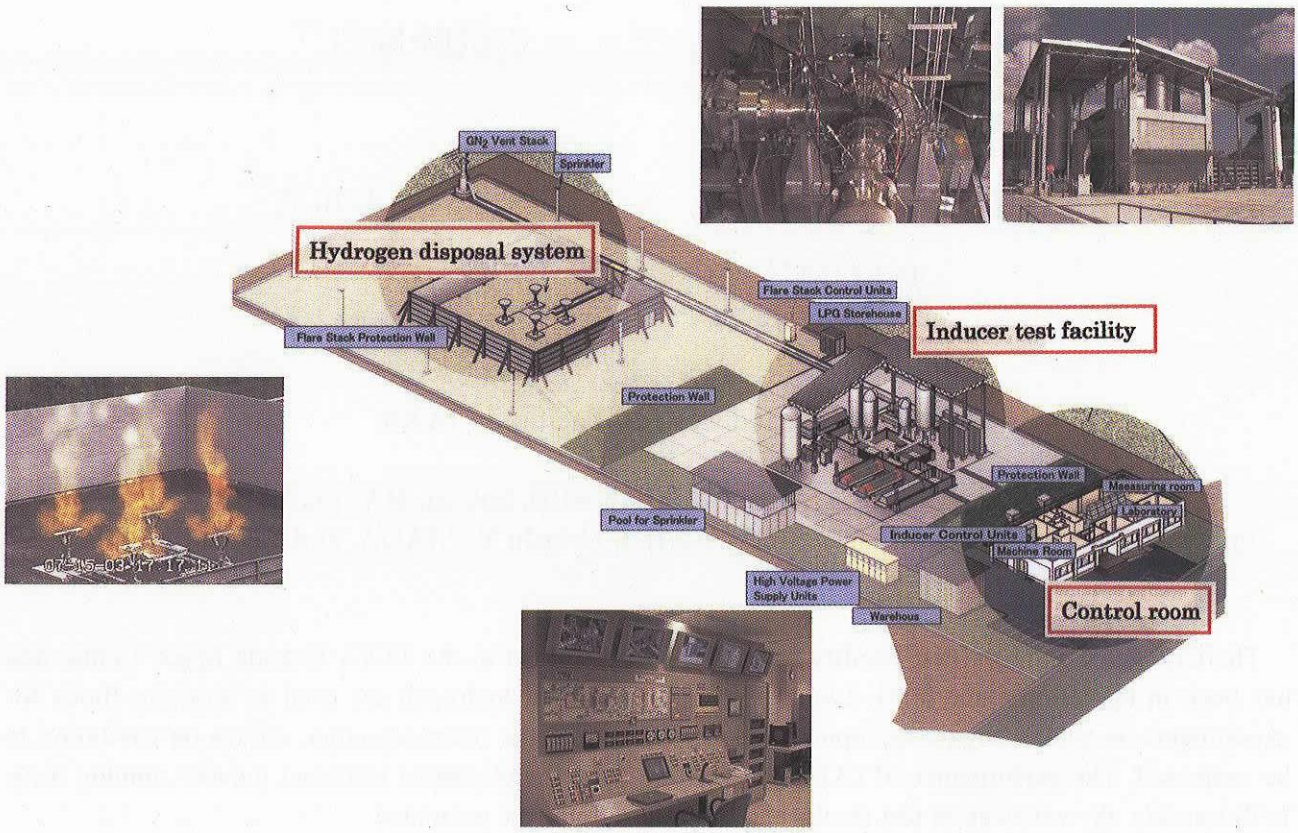


Fig. 1 Bird's-eye of Cryogenic Inducer Test Facility in JAXA

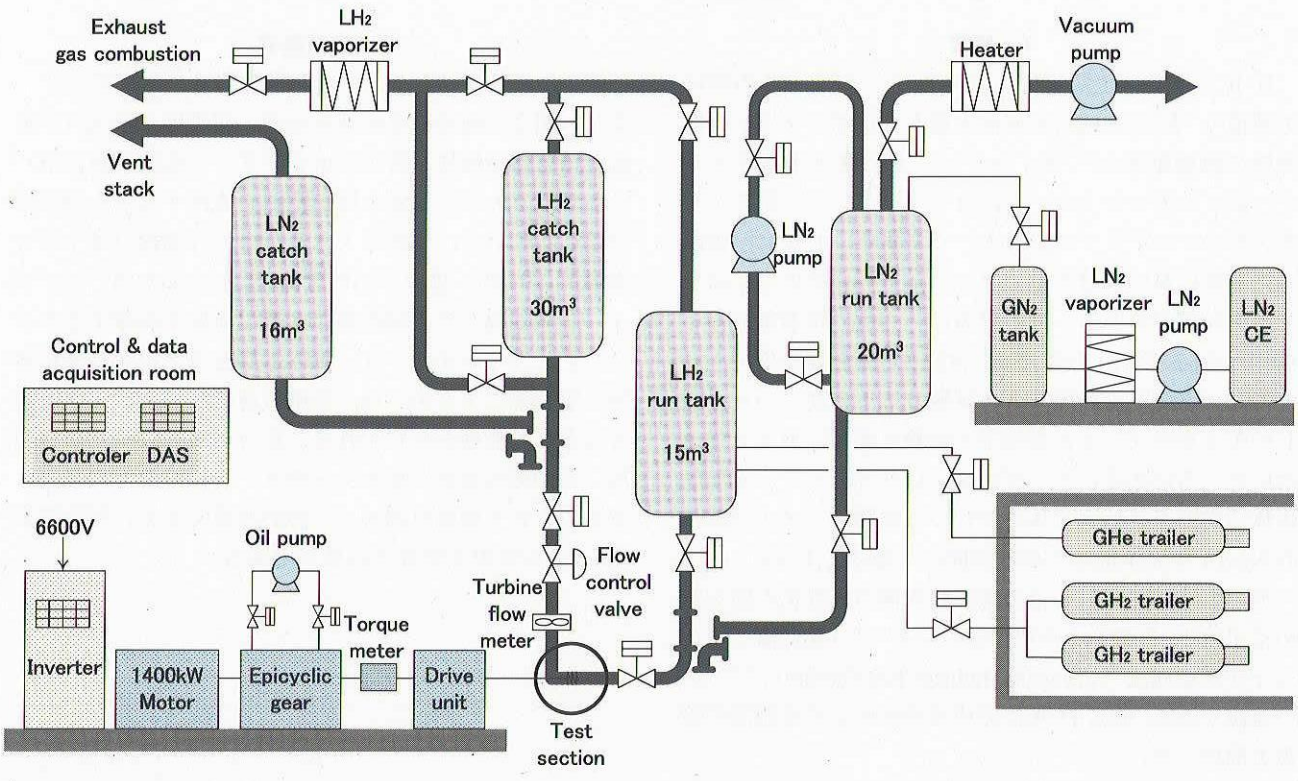


Fig. 2 Schematic flow diagram of Cryogenic Inducer Test Facility

This document is provided by JAXA.

3. 液体窒素液流し試験

本試験設備は，水を用いたキャビテーションタンネルによく見られる“回流水槽”方式ではなく，図３に示すようにランタンクに充填した極低温流体をインデューサ試験機を通して，キャッチタンクへ一方向に流す“tank to tank”方式の設備である．図２の左下がランタンクであり，作動流体はランタンクからインデューサ試験機(Inducer test section）を通った後，タービン式流量計，流量制御弁を通って右上のキャッチタンクに流入する．途中の配管は可能な限り 2 重管構造の真空断熱管とし作動流体への入熱を防いでいる．また各所にベローズ管があり管の熱収縮を吸収する．また，ランタンクとキャッチタンクは安全上，液体窒素用と液体水素用にそれぞれ各１基ある．

図３のインデューサ試験機の部分をベンド管で置き換え，ランタンクの上部を窒素ガスで加圧する事により，流量，および圧力を制御しながら液体窒素をキャッチタンクに強制的に流した時の流量とベンド管上流圧力の時間経過を図４に示す．約 0.2m^3/sec で短秒時流した後に流量を 0.1 m^3/sec に保持しながら上流圧力を減圧し，その後圧力を一定値（0.35MPaG）に保持した試験結果である．

この機能を用いれば，本施設をインデューサ試験ばかりでなくブローダウン方式の極低温キャビテーションタンネル[6][7]として運用することも可能である．ランタンク容量は 20m^3 あり，その 50%を試験に使用とするとしても流量 0.1m^3/s で 100 秒の試験が可能である．ちなみに CFD[8][9]の検証データによく用いられる NASA が行った Hord ら[6]の実験では液体窒素の場合，最大流速約 30m/s で試験が行われている．本施設を用いれば流量 0.1m^3/s を仮定すれば試験流速 30m/s で 60mm×60mm のテストセクションとなり，キャビテーション数 σ <0.5 の試験は十分可能である．

一方，キャビテーションの研究では，可視観察して発生するキャビテーションの形態を調べることが重要である．旧 NAL（航空宇宙技術研究所）では既に液体窒素の飽和蒸気圧に近い状態での 2 相流れを可視化した実績[10]があり，キャビテーションタンネルのテストセクション壁からキャビテーションを可視化することは技術的に可能である．近い将来にはベンド管上流に可視観察可能なテストセクション部を設けその中に供試体を設置し，極低温流体のキャビテーションの要素試験を行いたいと考えている．翼型，翼列，渦キャビテーションについての極低温流体でのデータは世界的に見ても非常に少なく，極低温インデューサの基礎データとして，また CFD の検証データとして世界に先駆けて是非実施したいと考えている．

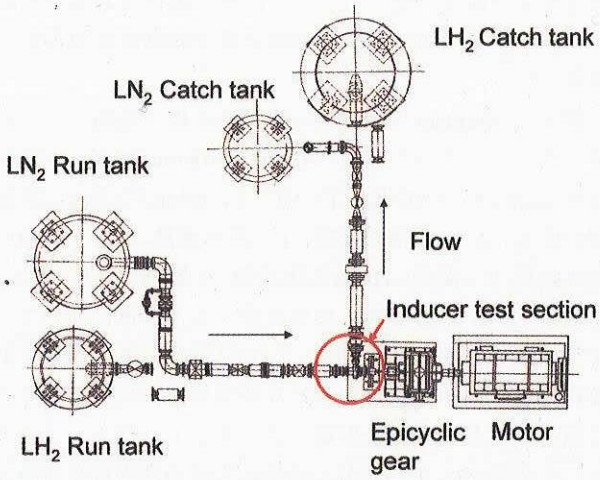


Fig. 3 Flow diagram for the inducer experiment

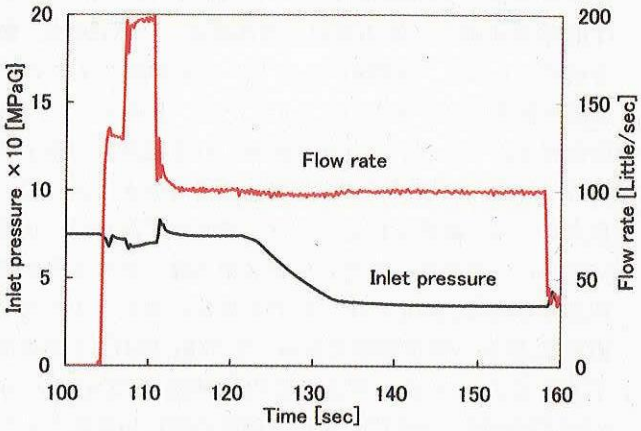


Fig.4 Variations of the flow rate and the inlet pressure as operation of cryogenic blow-down cavitation tunnel

4. 液体窒素昇温，降温試験

飽和蒸気圧が大気圧の場合の液体窒素温度は約-196℃(77K)であるが，温度を変化させれば諸物性値は変化する．特に極低温流体では温度変化に対する飽和蒸気圧の変化率が大きいことと，飽和状態での気液密度比の温度変化が大きいことが影響して，キャビテーションの熱力学的効果は大きく変化する．本施設では，同一流体であっても温度を変えて熱力学的パラメータを変えた試験が出来るように，ランタンクに充填した液体窒素の温度を昇温，または降温するための機能を有している．原理的には気体・液体間の相転移を利用し，図５に示すようにランタンク内の液体窒素を循環させながら，気蓄タンクの高圧窒素で加圧することにより凝結熱で昇温させる（図５中の破線），もしくはランタンクを真空ポンプで減圧することにより気化熱で降温させる（図５中の実線）．機能確認試験では，図６に示すように設定した圧力に相当する飽

This document is provided by JAXA.

和温度まで温度を変えることが出来，液体窒素温度を約-200℃（73K）から-187℃（86K）まで制御出来ることを確認した．

図７に Brenenn[11]が流れの中にある単一気泡のバブルダイナッミクスから示した thermodynamic function：Σ(T)（$=(\rho_v/\rho_L)^2\cdot(L^2/C_{pL}T)/D^{1/2}$）［$m/sec^{3/2}$］（$\rho_v$：蒸気相の密度，$\rho_L$：液相の密度，L：蒸発潜熱，$C_{pL}$：液相の定圧比熱，T：温度，D：温度伝導率）と飽和蒸気圧力（p_v）を液体水素，液体窒素，液体酸素，および水について示す．thermodynamic function：Σ(T)は気泡の成長を表す熱流体方程式の中で、熱力学的な要素がどの程度の大きさで気泡の成長・崩壊に影響するかを示すパラメータであり、その値が大きいほど、液体と気体の熱の授受がキャビティの成長に大きく影響することを表している．大気圧(約 0.1MPa)であれば液体水素 20K，液体窒素 77K，液体酸素 90K が飽和温度であり（これを○印で示す）、Σ(T)は液体水素＞＞液体窒素＞液体酸素＞＞水(293K、●で示す）となり，実際のインデューサの試験でもこの順に熱力学的効果が大きい．このことは、比喩として「極低温流体は“冷たい”けれど使用される温度（大気圧下付近での飽和温度）では、相対的に常温の水に比べて三重点から遠く臨界点に近いと言う意味で“温かい”状態にある」と言える．また，この図中の●に示すように液体窒素を降温、昇温するとΣ(T)を自在に変化させすことが出来る。図から液体窒素であっても 74K(-199℃)まで降温するとΣのパラメータ上からは液体酸素(Σ≈1.5×10^4 $m/sec^{3/2}$@90K（-183℃)）とほぼ同等の値に出来ることが分かる．既に-4K 降温した液体窒素を用いてインデューサ試験を実施した[12]が，僅か-4K でも熱力学的効果が顕著に変化し，インデューサの $NPSH_{req}$ がキャビテーション数の大きい方にシフトすることが確認されている．なお，この昇温，降温機能は 3．で述べた，本施設をキャビテーションタンネルとして運用する場合にも適用可能である．

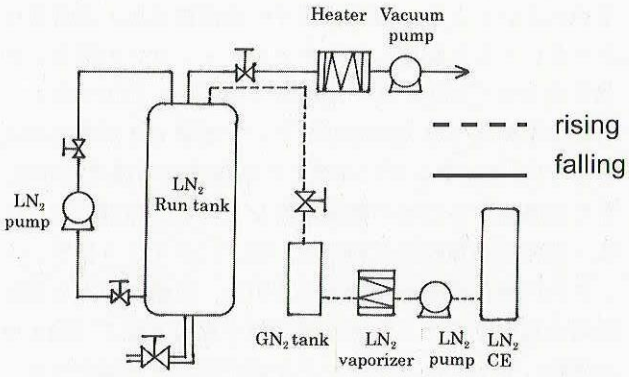
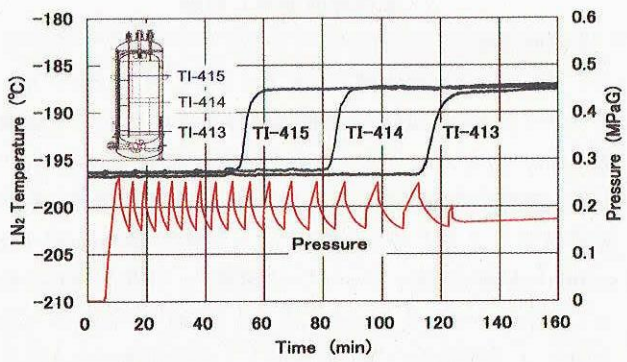
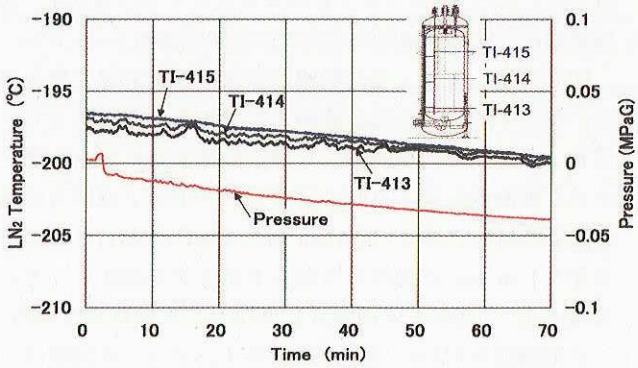


Fig.5 Schematic flow diagram for rising and falling temperature of liquid nitrogen in the run tank



(a) Rising temperature (-196℃ to -187℃)



(b) Falling temperature (-196℃ to -200℃)

Fig.6 Transitions of rising and falling temperature of liquid nitrogen

Temperature (K)		H_2	N_2	O_2	Water
Triple point	Tt	14	63.5	54.4	273
Critical point	Tc	33.2	126	154.8	647
Atmosphere	～Ta	20	77	90	373

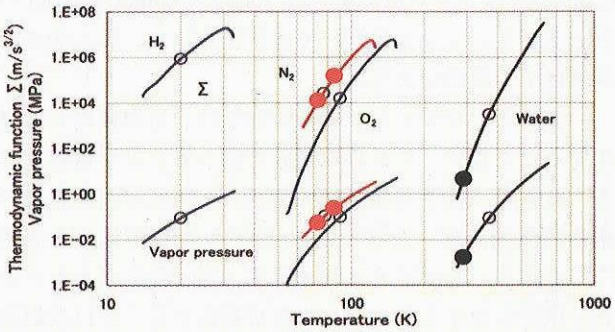


Fig.7 Thermodynamic function Σ(T) $(=(\rho_v/\rho_L)^2\cdot(L^2/C_{pL})/D^{1/2})$ and vapor pressure p_v

This document is provided by JAXA.

5. インデューサ試験とキャビテーションパラメータ

インデューサ試験機の断面図を図８に示す．インデューサはガイドベーンを含めて実機の液体酸素ターボポンプ用インデューサと同寸，同形である．インデューサ下流には主羽根車はなく，代わって軸方向の推力をバランスさせるためのバランスディスクが設けられている．インデューサは，増速機（増速比 1:12、または 1:21）とスプライン軸を介してインバータ電動機（最大出力 1400 kW）で回転数 18300rpm（実機ターボポンプと同じ回転数）で試験される。(なお、試験設備の最大回転数は 35000rpm、または増速機を交換することにより 62000rpm まで試験可能である。)既に液体窒素を用いたインデューサ試験を実施し，施設のキャビテーション試験機能を確認したが，以下にこの試験機を用いた今後のインデューサの熱力学的効果を調査する上での“キャビテーションパラメータ”について考える．

まず，今までのポンプに関するキャビテーションの熱力学的効果の主な研究を概説すると，Stepanoff ら[13]（1956, 1964）によって，最初に thermal cavitation criterion B ($B= V_v/V_L = \Delta h_t C_{pL} T (\rho_L/\rho_v L)^2$)　V_v：単位重量当たりの液体の容積，V_L：V_v より発生する蒸気の容積，Δh_t：飽和状態にある液体の圧力の低下，C_{pL}：定圧比熱，T：温度，ρ_L：液相の密度，ρ_v：蒸気相の密度，L：蒸発潜熱）が提案され，揚程低下と B-factor との関連付けが行われた．Stepanoff がポンプ技術者であり，当時ポンプのキャビテーションを直接観察することが難しかった事を考えると，「揚程低下点」をキャビテーションパラメータとしたのは当然であった思う．また，Stepanoff が熱力学的効果を “NPSH correction”でなく “NPSH adjustment” と呼んでいるのは，熱力学的効果の本質を捉えている表現である．但し，B-factor は thermostatics な考え方であるところに問題が残る．次に NASA はアポロの時代にインデューサについて大規模・広範囲な試験を行い，基本的には B-factor の考え方を踏襲したが，インデューサの流動に伴う thermodynamics な要素は実験係数として補正を加え，極低温流体中の $NPSH_{req}$ の推定に “実験的換算式”[14] を提示した．一方，インデューサではないが，Holl ら[15] は entrainment theory を提案し，ventilated cavity と natural cavity の実験結果の関係から，「キャビテーション長さ」をキャビテーションパラメータとしてキャビティの温度降下量を推定する方法を示し，熱力学的効果を考察した．しかし，この研究方法をそのままインデューサに適用するには無理がある．またこれらの研究では，異種の流体であってもキャビテーションパラメータ（ポンプの揚程低下，もしくはキャビテーション長さ）が同じであれば，キャビティの流動状態が同じである事が前提となっているが，この仮定の検証は未だ十分ではない．

一方，バブルキャビテーションやシートキャビテーションで蒸発潜熱の熱移動を考えた理論的考察も進められ，最近ではこれをモデル化して計算にとりこんだ CFD へと発展してきている．

一方，Franc ら[16] は，ロケットエンジン用のターボポンプインデューサについて作動流体としてフレオン R114 を用いた試験を実施している．フレオンの特徴は常温でも Σ が非常に大きく（水素と酸素の中間程度，$\Sigma \approx 2 \times 10^5$ m/sec$^{3/2}$），ハンドリングが極低温流体に比べて容易な点にあるが，反面ガスを多く含む欠点がある．また，インデューサ（４枚羽根）を低速（3000～5000rpm）で運転することにより前縁から翼負圧面に発生するキャビテーションの可視観察を可能としており，キャビテーションパラメータとして翼面上のシートキャビテーションの長さを採用し，非定常キャビテーション（交互翼キャビテーション，旋回キャビテーション）の発生とも関連づけて，インデューサに発生するキャビテーションの熱力学的効果を検討している．

以上の研究を参考に，我々も今回キャビテーションパラメータとしてキャビテーション長さを採ることとした．しかし，液体窒素の場合上述したようにインデューサ入口管を可視化した例はあるが，現状では直接インデューサ内部のキャビテーションの発生状況を観察することは出来ないので，インデューサケーシング壁面に圧力センサーを設置し，図９に示すような圧力変動波形からキャビテーションの発生領域を推定することにした[17]．従ってキャビテーションを間接的に観察する事になり，またケーシング壁面と言う制約から限られたキャビテーション（翼端に発生するキャビテーション）のみを観察することになるが，インデューサにおいてそのキャビテーション性能，非定常キャビテーションの発生には翼端に発生するキャビテーション(翼端漏れ渦キャビテーション，翼端漏れ流れと主流の間の剪断層に発生するキャビテーション，翼面に発生するキャビテーションの一部等を含む）が大きな影響を与えていることが分かっており，これをキャビテーションパラメータとする事はさほど大胆な仮定ではないと考えている．但し，翼端に発生するキャビテーションは，翼端隙間漏れ流れ，翼端渦，逆流渦らの複雑な流れの中に発生するキャビテーションであり，熱力学的効果でよく議論される　Hord ら[6] の，venturi や ogives に発生するキャビテーションとは違ったキャビテーション形態であり，その熱力学的効果については未だ“よく分かっていない”キャビテーションの形態であると考えている．

図８中にインデューサまわりに設けた圧力センサー（PCB Piezotronics Inc., Quartz Transducer WH113A）の位置を示す．図 10 は試験直前のセンサーの状態であり，試

This document is provided by JAXA.

験機の内部は既に極低温状態にあり外面には霜がついている．図１１、１２は得られた８箇所（インデューサ前縁から後縁まで）のセンサの圧力波形から推定した翼間のキャビテーションの発生状況と，これをもとに調べたキャビテーション数σに対するキャビティ長さ（Lc/h, Lc：キャビティ長さ，h：翼列スペーシング）の変化である[18]。現在この手法を用いて，熱力学的効果とキャビテーション発生量の関係を調べている[12] [18] [19].

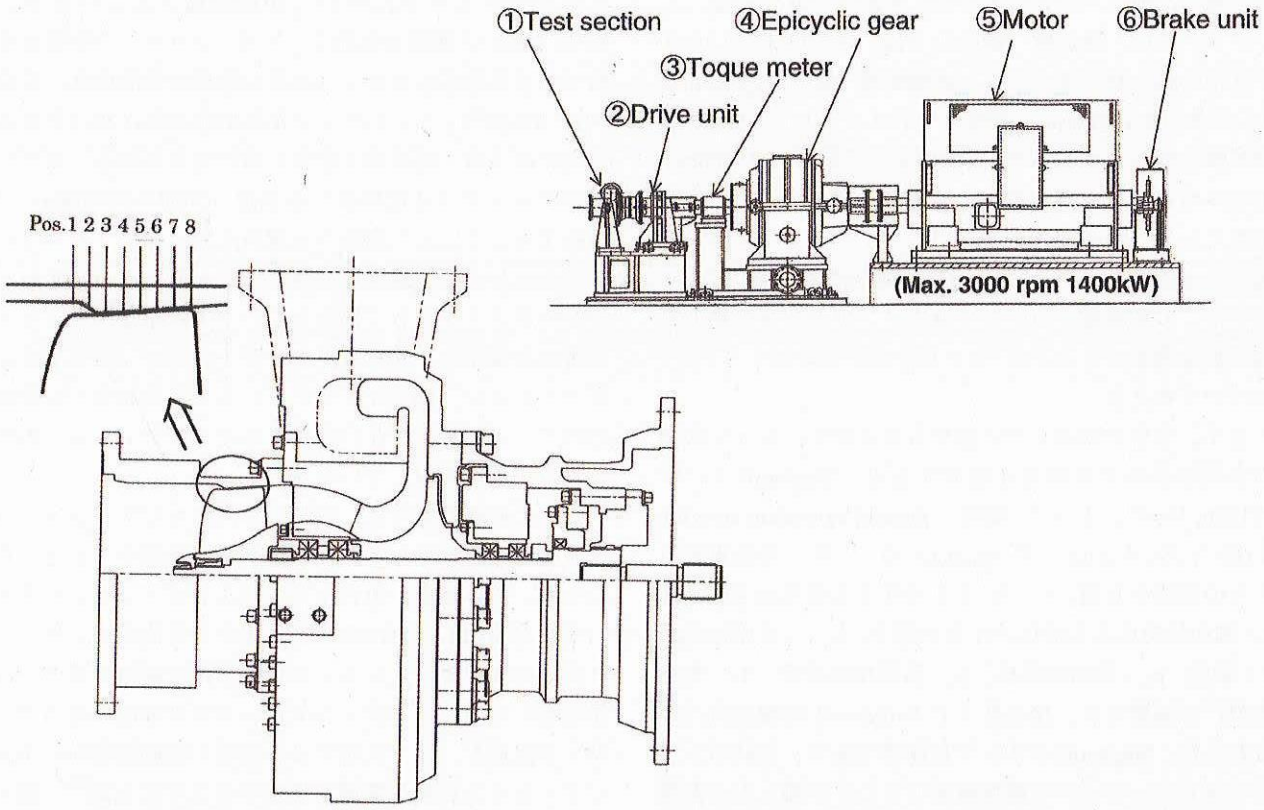


Fig. 8 Schematic inducer test section showing the location of pressure taps along the inducer tip

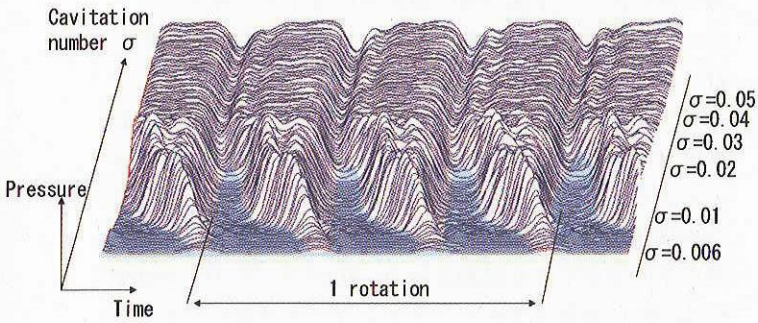


Fig. 9 Waterfall of unsteady pressure wave form on the inducer casing

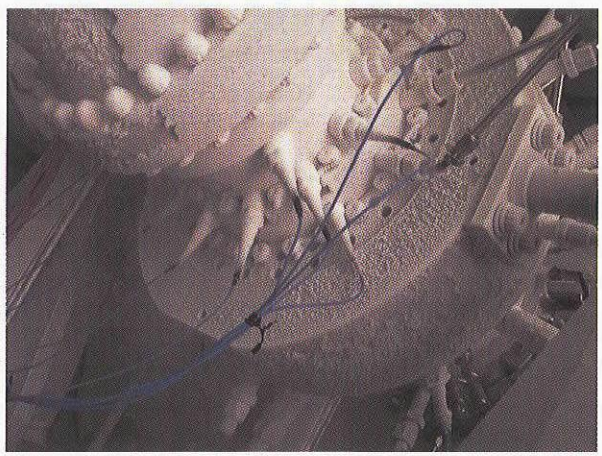


Fig.10 Photograph of the inducer casing with pressure sensors just before the experiment

This document is provided by JAXA.

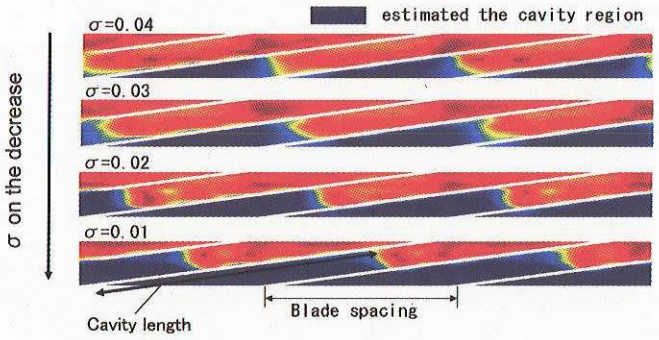


Fig.11 Variation of the cavity length estimated from the unsteady pressure distributions showed in Fig. 9

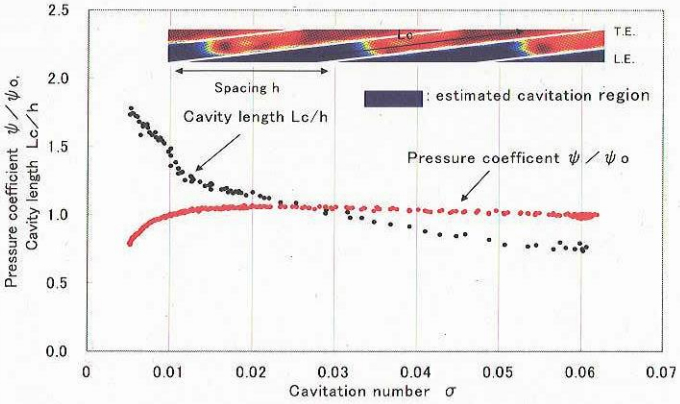


Fig.12 Non-dimensional pressure coefficient (Ψ/Ψo), and cavity length (Lc/h) estimated from the unsteady pressure distributions vs. cavitation number σ

6. 結言

インデューサに発生するキャビテーションの熱力学的効果を研究する目的でJAXAに「極低温インデューサ試験施設」が建設された．ここで述べた機能試験を通して，(1)インデューサ試験機での試験ばかりでなく，ブローダウン方式のキャビテーションタンネルとしても運用できること，(2)熱力学的効果のパラメータである温度について，設備機能として液体窒素の昇温，降温が十分に行えること，(3)キャビテーションパラメータとして翼端に発生するキャビテーション長さを選び，インデューサのケーシング壁面で測定した圧力変動から，極低温流体でのキャビテーション長さの推定が可能であること，等が明らかとなった．

最初に述べたようにキャビテーションの熱力学的効果については，実験データの少なさから未だ“わからない”ことが多い．この施設の稼働を機に，産学の協力を得てキャビテーションの熱力学的効果の研究を進め，日本のロケット技術の向上のために本試験施設を運用して行きたいと考えている．

謝辞

試験施設の建設とインデューサ試験機の製作に尽力いただいた（株）神戸製鋼所と石川島播磨重工業（株）の関係各位に感謝する．

参考文献

（1） 今野 彰，坂爪則夫，“LE-7エンジンターボポンプと8号機失敗の原因”，ターボ機械，(2001), Vol. 29, No.3, pp.139-146.

（2） Uchiumi, M., Kamijo, K., Hirata, K., Konno, A., Hashimoto, T., and Kobayashi, S., “Improvement of Inlet Flow Characteristics of LE-7A Liquid Hydrogen Pump,” AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 3, (2003), pp. 356-363.

（3） Ball, C. L., Meng, P. R., and Reid, L., “Cavitation Performance of 84° Helical Pump Inducer Operated in 37° and 42° R Liquid Hydrogen,” (1967), NASA-TM X-1360.

（4） 野坂正隆，志村 隆，山田 仁，吉田義樹，吉田誠，渡邊光男，渡辺義明，長谷川 敏，橋本知之，島垣 満，上野智康，中村憲明，菊田研吾，富士原泰生，丸山 修，山下重正，小倉康正，満田正彦，都丸裕司，安富義展，“JAXA 極低温インデューサ試験施設の紹介”，第51回ターボ機械協会講演会，(2004), pp. 42-47

（5） 後藤正宏，富士原泰生，山下重正，小倉康正，“極低温インデューサ試験設備の建設”，R＆D神戸製鋼技報，Vol. 54, No. 3, (2004), pp. 81-84.

（6） Hord, J., Anderson, L. M., and Hall, W. J., “Cavitation in Liquid Cryogens,” NASA CR-2054 (1972), CR-2156 (1973), CR-2242 (1973).

（7） Kato, H., Kondo, T., Yamaguchi, H., and Maeda, M., “Cavitation of Liquid Nitrogen Using a Blow-Down Type Tunnel,” ASME FEDSM97, (1997), FEDSM97-3259.

（8） Deshpande, M., Feng, J., and Merkle, C. L., “Numerical Modeling of the Thermodynamic Effects of Cavitation,” ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 119, (1997), pp. 420-427.

（9） Hosangadi, A., Ahuja, V., and Ungewitter, R. J., “Simulations of Cavitating Cryogenic Inducers,” AIAA Joint Propulsion and Power, Vol. 20, (2004), pp. 604-611.

(10) Yamada, H., Kamijo, K., “The performance of a Cryogenic Pump for the Two Phase Flow Condition,” ASME Cavitation and Multiphase Flow Forum, FED-Vol. 23, (1985), pp. 68-70.

(11) Brennen, C., “The Dynamic behavior and Compliance of a Stream of Cavitating Bubbles,” ASME Journal of Fluid Engineering, Vol. 95, (1973), pp. 533-542.

This document is provided by JAXA.

(12) 菊田研吾, 長谷川敏, 中村憲明, 山田 仁, 大平勝秀, 吉田義樹, “インデューサに発生するキャビテーションにおよぼす液体窒素温度の影響”, 日本航空宇宙学会北部支部 2005 年講演会, (2005), G-6, pp. 123-128.

(13) Stahl, H. A., Stepanoff, A. J., “Thermodynamic Aspects of Cavitation in Centrifugal Pumps,” ASME Journal of Basic Engineering, Vol. 78, (1956), pp. 1691-1693., and Stepanoff, A. J., “Cavitation Properties of Liquids,” ASME Journal of Engineering and Power, Vol. 86, (1964), pp. 195-200.

(14) Ruggeri, R. S., Moore, R. D., “Method for Prediction of Pump Cavitation Performance for Various Liquids, Liquid Temperatures, and Rotative Speeds,” (1969), NASA TN D-5292.

(15) Holl, J. W., Billet, M. L., and Weir, D. S., “Thermodynamic effects on Developed Cavitation,” ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 97, (1975), pp. 507-513.

(16) Franc, J. P., Rebattet, C., Coulon, A., “An Experimental Investigation of Thermal Effects in a Cavitating Inducer,” ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol. 126, (2004), pp. 716-723.

(17) 前川康和, 吉田義樹, 辻本良信, 上條謙二郎, “旋回キャビテーション発生下でインデューサに作用する非定常翼間圧力と非定常流体力”, 機械学会論文集B編、Vol. 63, No. 605, (1997), pp. 132-138.

(18) 吉田義樹, 菊田研吾, 長谷川敏, 島垣満, 中村憲明, 徳増 崇, “液体窒素中のインデューサに発生するキャビテーションの熱力学的効果”, 日本機械学会論文集B編, Vol. 72, No. 713, (2006), pp. 54-60.

(19) 永浦克司, 菊田研吾, 長谷川敏, 橋本知之、中村憲明, 吉田義樹, “キャビテーションの発生がインデューサ翼端の翼負荷分布に与える影響”, 日本機械学会東北支部第４０期総会講演会, (2005), pp. 36-37.

This document is provided by JAXA.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告　JAXA-RR-05-042

発　　行　平成18年3月23日
編集・発行　宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL：http://www.jaxa.jp/
印刷・製本　（有）ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。
宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL：029-868-2079　FAX：029-868-2956

© 2006　宇宙航空研究開発機構
※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

This document is provided by JAXA.



本書は再生紙を使用しております。
This document is provided by JAXA.