

HIIA ロケット開発にからむ新しい現象



技術解説

辻本良信*

New Phenomenon Found in the Development of HIIA Rocket

Key Words : HIIA, Turbopump, Cavitation, Instability

1. はじめに

HIIA ロケット 8 号機の打ち上げ失敗の苦難を克服し、HIIA 5 号機まで順調に打ち上げられた。残念ながら11月29日の6号機打ち上げに際して固体ブースターロケットの分離に失敗し、ロケットは指令破壊された。詳細な調査結果は順次宇宙航空研究開発機構のホームページ <http://www.jaxa.jp/> に掲載

されるので参照いただきたい。本稿ではHIIAロケットエンジン開発に際して発見された新しい現象について解説する。

2. ターボポンプの役割

図1にHIIAロケットの概形を示す。第1段の推進システムは機体本体に設置された液体酸素-液体水素メインエンジンLE7A 1基と、機体側部に取り付けた固体ロケットブースタ2基、(場合によっては)固体補助ロケット4基で構成される。約350トンの全質量はメインエンジンの推力約110トン、固体ロケットブースタの推力約450トン、固体補助ロケットの推力約150トンで加速される。エンジン内部には最大270気圧もの高い圧力が発生するが、固体ロケットでは高圧が機体全体にかかるため強固な構造が必要で、その結果重量が大きくなる。このため、固体ロケットブースタは約100秒で燃焼を終了したあと直ちに切り離される。今回のHIIA 6号機ではこの切り離しがうまくゆかず、約10トンの固体ロケットブースタ1基が付いたまま飛行を続けたため十分な加速が得られず軌道がずれ指令破壊に至ったものである。

図2に第1段メインエンジンLE7Aのエンジンシステムを示す。液体水素、液体酸素は約5気圧程度

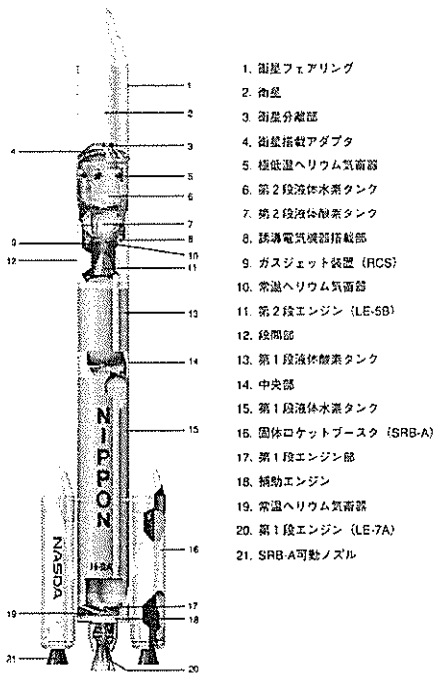


Fig. 1 HIIA rocket (From NASDA)

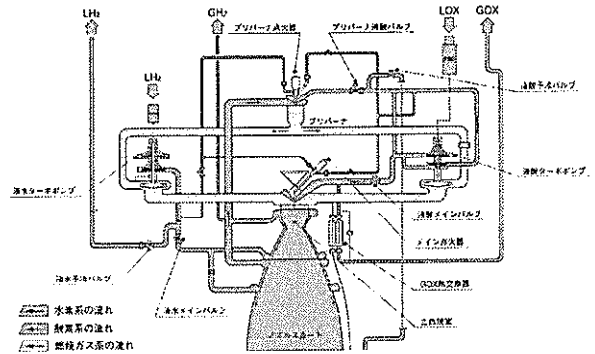


Fig. 2 Engine system of LE7A (From NASDA)



* Tsujimoto YOSHINOBU
 1949年2月生
 1977年大阪大学大学院工学研究科博士課程(機械工学)終了
 現在、大阪大学大学院基礎工学研究科教授、工学博士、流体力学
 TEL & FAX 06-6850-6165
 E-Mail tujimoto@me.es.osaka-u.ac.jp

の低圧でタンクに蓄えられ、これらはそれぞれ約42,000rpm, 18,000rpmも的高速で回転する液体水素、液体酸素ターボポンプで一気に約270気圧まで加圧されプリバーナに送り込まれる。このためタンク(および機体)重量は小さくて済み、最近の大型ロケットのメインエンジンには例外なく液体ロケットが使われる。液体水素、液体酸素いずれのターボポンプもガスタービンで駆動されるが、最初全量の水素と酸素の約10%をプリバーナで燃焼し、その結果得られる高温の水素と水蒸気の混合物はタービンを駆動した後主燃焼室に送られる。主燃焼室には残りの約90%の液体酸素が送り込まれ燃焼が完了する。このようなサイクルは二段燃焼サイクルと呼ばれ、燃料が全量推進に使われるので推進効率が高い。しかし燃焼室圧力にガスタービンを駆動するための圧力が加わるため、燃焼室圧力120気圧に対して270気圧もの高いポンプ吐出圧力が必要となる。以上のように液体ロケットエンジンではターボポンプがエンジンシステムの中で重要な役割を果たす。

3. 新しいキャビテーション不安定現象

高速で回転するターボポンプでは翼背面で圧力が低下し、飽和蒸気圧以下になった部分で液体が気化していわゆるキャビテーションを発生した状態で運転される。HII 8号機のエンジン停止の原因究明において、理論的には予測されるがそれまでに実際に経験されていなかった高い周波数のキャビテーション不安定現象—高次のサージモード振動—が発生し、これが翼の共振を引き起こして疲労破壊に至った可能性が示唆された⁽¹⁾。その後スペースシャトル用エンジンを製作しているBoeing社でも徹底的な試験が行われ、同種の不安定現象が存在することが確認された⁽²⁾。

HII 8号機での経験をもとに、HIIA用のエンジンは細心の注意を払って開発が行われた。その一環として、実際の打ち上げ時に経験される条件より広い範囲で徹底的に燃焼試験が繰り返された。このうち、固体ロケット切り離し時に生じる低入り口圧力を模擬した燃焼試験において、軸振動により液体水素ターボポンプのベアリングカートリッジ取り付けボルトがすべて破損するという不具合が発生した。その対策としてHIIA初号機打ち上げを延期し、このような問題が発生していないHII用ターボポンプの設計

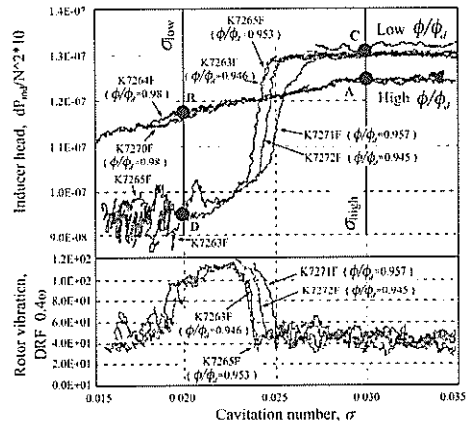


Fig. 3 Suction performance of the inducer of the LE-7A LH2 turbopump

を参考に全面的な設計変更がなされた。一方、NASDAおよびNALによる試験により、不具合が発生した条件下ではポンプ吐出圧力が急激に低下し、これとともにポンプ入り口のインデューサ部で圧力のパターンが羽根車の50%程度の速度で回転することが明らかにされた⁽³⁾。これは従来から知られている旋回キャビテーションに類似の現象であるが、旋回キャビテーションはキャビテーションによるポンプ性能の低下が生じない範囲で発生し、その回転速度は羽根車より高い。従ってこの現象もHII 8号機の場合と同様、従来経験されたことのない新しい現象である。

現実には設計変更によりこの現象は実害のないレベルにまで低減できたが、問題はなぜこのような現象が発生したかである⁽¹⁾。図3上部に、無次元化した入り口圧力を示すキャビテーション係数 σ に対し、ポンプ入り口に設けたインデューサ部での圧力上昇 dp_{ind} が二つの流量比 ϕ/ϕ_d に対して示されている。 ϕ/ϕ_d が大きい場合には σ の低下に伴いスムー

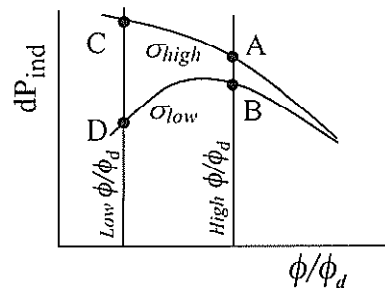


Fig. 4 Head-flow rate characteristic curves at low and high cavitation numbers

ズに dP_{ind} が低下するのに対し、 ϕ/ϕ_d が小さい場合には急激に低下し、低下した部分で図3下部に示した軸振動が増加している。この結果を基に大きなキャビテーション係数 σ_{high} と小さなキャビテーション係数 σ_{low} に対して $dP_{ind}-\phi/\phi_d$ 特性を描くと図4のようになる。 σ_{high} に対してはこの特性曲線は右下がり勾配を持つが σ_{low} に対しては右上がり勾配の部分が存在する。右上がり勾配を持つ部分で流量 ϕ/ϕ_d がわずかに増大すると、ポンプ能力 dP_{ind} が増大しこれによって流れが加速されて流量 ϕ/ϕ_d は更に増大する。すなわち正のフィードバックが存在し不安定現象発生の原因となり得る。実際、キャビテーションが発生していない場合にも翼の失速によりこのような特性の右上がり勾配が発生し、これに伴ってサージや旋回失速が発生することが知られている。図2の右上がり特性はキャビテーションによって流路が閉塞(チョーク)して生じるので、ここで観察された

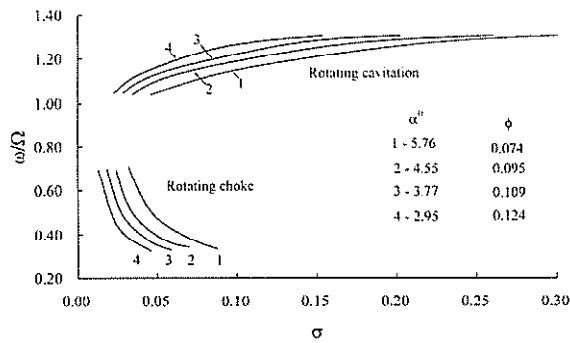


Fig. 5 Theoretical propagation velocity ratio for rotating cavitation and rotating choke

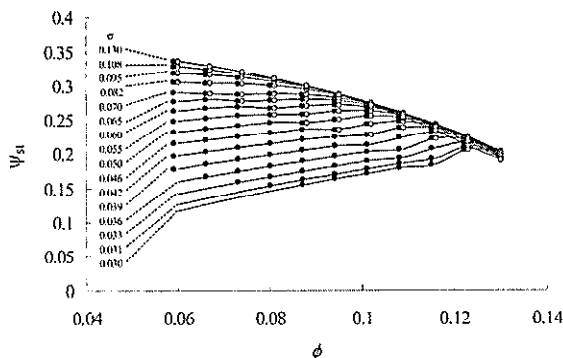


Fig. 6 Head-flow rate performance for various cavitation numbers and regions of cavitation instabilities (open circles: rotating cavitation, closed circles: rotating choke), for a cascade with solidity $C/h=2.35$, stagger angle $\beta=80\text{deg}$

振動は“旋回チョーク”とも呼ぶべき新しい不安定現象と考えられる。

このことを実証するために、学術振興会特別研究員として研究室に滞在していたウクライナ航空宇宙研究所のDr.Yury Semenovを中心にキャビテーション流れの安定解析を実施した。その結果得られた不安定現象の回転速度 ω と羽根車回転速度 Ω の比を、 σ に対して示したものが図5である。従来から知られている旋回キャビテーションに相当する $\omega/\Omega > 1$ の周波数の他に、 $\omega/\Omega < 1$ である旋回チョークに相当する周波数が示され、実験結果で得られたそれぞれの特徴とよく一致する。旋回キャビテーションは σ が大きな場合から発生し始めるのに対し、旋回チョークは σ が小さな部分でのみ発生している。図6に理論解析から得られるポンプの流量 ϕ -圧力 ψ_{st} 特性曲線(ψ_{st} は dP_{ind} に相当する)を種々のキャビテーション係数 σ に対して示す。 σ が小さくなると流量 ϕ が小さな範囲でポンプ圧力 ψ_{st} が低下し、図4と同様性能曲線に右上がり勾配の部分が見られる。図6には旋回キャビテーションが発生した点を白丸で、旋回チョークが発生した点を黒丸で示している。この図より、旋回キャビテーションは主としてキャビテーションによりポンプ性能が低下しない条件で発生するのに対し、旋回チョークはキャビテーションによりポンプ性能が低下し性能曲線が右上がりとなる部分で発生することがわかる。この結果もまた実験事実をよくあらわしている。

4. ま と め

以上のようにHIIA用ターボポンプ開発で見えられた旋回チョークも、HII 8号機の原因究明で見えられた高次のサージモード振動と同様、これまでに誰も経験していない新しい現象である。これは日本の技術も、自ら解決すべき新しい問題に直面するような局面に至ったことを示している。今後はじっくりと腰を落ち着け、十分な費用、時間、人材を投入して真の技術開発に取り組まねばならない。

ロケットエンジンは極限的な条件下での運転が余儀なくされるため、設計点においてもここで述べた旋回チョーク、旋回キャビテーション以外にも種々の不安定現象が発生する可能性があることが理論的に示されている⁽⁴⁾。開発に際してはこれらが適切に防止されていることが地道な試験の積み重ねにより

確認されている。HIIA開発と関連してここで示した例は、このような経験を積むことによって新しい問題が明らかにされ、これらを一つ一つ解決する事によってのみ高い信頼性が確保できることを示している。HIIA 6号機の問題はここで述べたキャビテーションとは直接関係なさそうであるが、いずれにせよこれをポジティブにとらえ克服する事が確実に信頼性向上につながる。同じ技術者仲間として原因究明と解決を暖かく見守りたい。

キャビテーションに関連した不安定現象はロケットエンジンの信頼性を確保する上で重要な課題であり、最近大阪で開催された第5回国際キャビテーションシンポジウム(すべての論文は<http://flow.me.es.osaka-u.ac.jp/cav2003/>で公開中)ではCavitation-Induced Unsteady Phenomena in High-Speed Turbopumpsのタイトルのセッションが設けられ、多くの問題が討議された。ここで述べた問題を含むキャビテーションの不安定現象全般の解説を大学院の講義資料として<http://flow.me.es.osaka-u.ac.jp/lec/tsujimoto/tsujimoto.htm>で公開しているので読者諸兄のご批判を仰ぎたい。

引用文献

- (1) Tsujimoto, Y., and Semenov, Y., New Types of Cavitation Instabilities in Inducers, Proc.4th International Conference on Space Launcher Liquid Propulsion, (2002-12), Liege, Belgium, pp.1-10.
- (2) Subbaraman, M., and Burton, K., Cavitation Induced Vibrations in Turbomachinery: Water Model Exploration, Fifth International Symposium on Cavitation, Osaka, Japan, Nov.1-4, paper number OS-4-013, available from <http://flow.me.es.osaka-u.ac.jp/cav2003/>
- (3) Shimura, T., Yoshida, M., Kamijo, K., Uchiyumi, M., and Yasutomi, Y., A Rotating Stall Type Phenomena Caused by Cavitation in LE-7A LH2 Turbopump, JSME Int. J., Vol45, No.1, B(2002), pp.41-46.
- (4) Horiguchi, H., Watanabe, S., and Tsujimoto, Y., A Linear Stability Analysis of Cavitation in a Finite Blade Count Impeller, ASME Journal of Fluids Engineering, Vol.122, No.2, (2000), pp.798-805.

