

# ロケット用ポンプインデューサの 旋回キャビテーションの理論解析



辻 本 良 信\*  
上 條 謙 二 郎\*\*  
吉 田 義 樹\*\*\*

## Theoretical Analysis of Rotating Cavitation in Rocket Pump Inducers

**Key Words** : Pump, Inducer, Cavitation, Theoretical Analysis

### 1. はじめに

わが国では現在次期宇宙輸送系H-IIロケット用の第1段エンジンLE-7の開発が進んでいる。液体ロケットエンジンでは低圧のタンクから高圧の主燃焼器に燃料と酸化剤を供給するターボポンプが開発の成否を決定する主要要素となる。軽量のエンジンを完成するにはポンプを可能な限り高速化する必要がある、図1に示

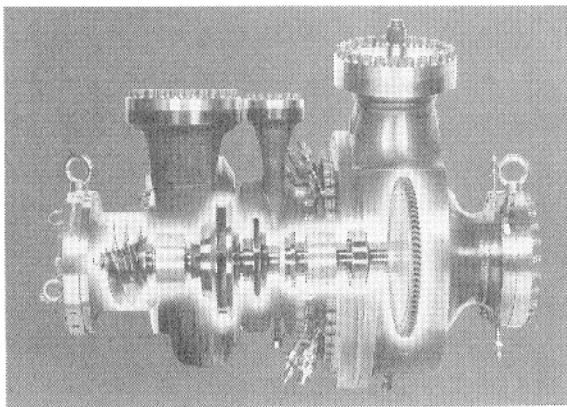


図1 LE-7 LOX turbopump



\*Yoshinobu ISUJIMOTO  
1949年2月1日生  
1971年大阪大学工学部機械  
工学科卒業  
現在、大阪大学基礎工学部  
機械工学科、教授、工博、  
流体工学、  
TEL 06-844-1151

\*\*航空宇宙技術研究所角田支所  
ロケット流体機器研究室長

\*\*\*大阪大学基礎工学部

す航空宇宙技術研究所で開発されたLE-7用液体酸素(LOX)ターボポンプは毎分2万回転で毎秒200リットルの液体酸素を200気圧に加圧する超高性能ターボ機械となっている。

一般産業用機械では常用回転数は軸系の固有振動数以下に設定されるが、上記ポンプでは高度の要求性能を満足するために回転数は1次と2次の固有振動数の間に設定され、振動に対し特にきびしい条件下にある。高圧液体酸素中で高速回転している軸系の大きな振動はポンプ内部での金属間の接触を引き起こし、爆発という致命的な結果となりかねないので、振動に対する十分な配慮の下に開発が進められ、成功裏に開発が完了している<sup>1)</sup>。本稿では開発過程で経験された旋回キャビテーションの発生機構解明の為の理論解析について述べる。

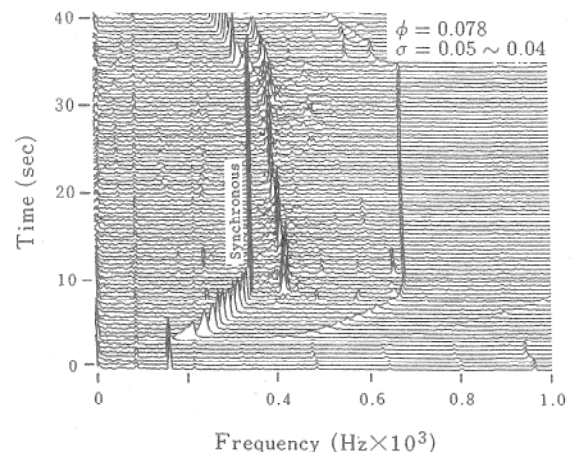


図2 Fourier analysis of LE-7 LOX turbopump shaft vibrations.

## 2. 旋回キャビテーション

図2に、開発途中におけるLOXポンプの軸振動の周波数解析結果を示す。回転同期成分より少し高い周波数成分が見られる。一般に液体を扱う流体機械では、高速で運転すると翼面上の低圧部分で液体が気化し性能が低下する現象—キャビテーション—が知られているが、LOXポンプでは図1左の軸端に見られるインデューサを装着することにより性能低下を小さくしている。航空宇宙技術研究所<sup>2)</sup>では15年も前に、インデューサ翼面上に生じたキャビテーションが、インデューサより速い速度で周方向に回転する現象（旋回キャビテーション）を詳細に観察しており（図3）、その際に明らかにされた旋回キャビテーションの性質から図2の非同期軸振動がこれに起因するものであると断定された。この様な判断の下に対策が打たれた

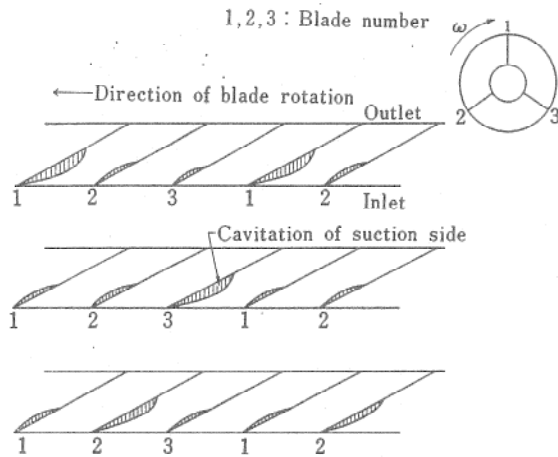


図3 Depiction of rotating cavitation pattern.

結果、非同期軸振動はほぼ完全に防止され、信頼性の高いターボポンプが完成した。

## 3. 理論解析

旋回キャビテーションに関しては、これに起因すると思われる軸振動の報告<sup>3)</sup>はあるものの現象自体に関する研究報告は前記観察<sup>2)</sup>が唯一のものでありその発生原因、発生機構は不明であった。そこで観察結果と、従来よく知られている幾つかの不安定現象の発生機構を手がかりに旋回キャビテーションの理論解析を行なった。

観察によると旋回キャビテーション発生下の流れは極めて複雑なものであるが、次の様な特徴を持つ。(1)失速のない設計点付近で生じる。(2)キャビテーションによる性能低下の小さい領域で生じる。(3)羽根車下流の変動は小さく基本的に羽根入口部の現象である。(4)伝播速度比=伝播速度/羽根車回転速度は1.0~1.3である。

類似の現象として旋回失速が知られている。これはコンプレッサなどを低流量で運転すると翼が不均一に失速しその失速領域が周方向に伝播する流体機械内部の局所的な流動不安定であり、流量が低下すると失速により圧力上昇が小さくなることがその発生原因である。またその伝播速度化が通常1以下となることが旋回キャビテーションと大きく異なる。NASAでは旋回失速の理論を用いた旋回キャビテーションの説明が試みられたが失敗に終わっている<sup>4)</sup>。上記の性質(1)、(4)は、旋回失速と旋回キャビテーションは現象的には類似であるがその発生原因は全く異なることを示している。

Cause and onset flow range		Local instability	System instability
<p>Stall Design onset</p> <p>Positive slope of pressure performance, <math>\partial P / \partial Q &gt; 0</math></p>	Rotating stall	Surge	
<p>onset Design</p> <p>Positive mass flow gain factor, <math>M = -\partial V / \partial Q &gt; 0</math></p>	Rotating cavitation	Cavitation surge	

図4 Flow instabilities in turbomachinery systems.

一方、翼の失速はサージと呼ばれる流路系全体を含む不安定現象の原因となることが知られている。また、失速がない場合でもキャビテーションが発生するとキャビテーションサージと呼ばれる流路系の不安定が生じ、その発生原因は、“ポンプの翼に生じるキャビテーションの体積が、流量増加に伴い減少すること”にあることが知られておりその効果はマスフローゲインファクタ  $M = -\partial V / \partial Q > 0$  で表される。

以上の考察より流体機械系の不安定現象に関し図4の様な関係が予想される。本研究では旋回キャビテーションの発生原因やその基本的性格、および旋回失速との関係を明らかにする事を目的に、前述の観察結果及び図4を参考に、現象の支配要因—翼の失速特性とキャビテーション特性—を取込みかつ可能な限り簡単な二次元線型流れ解析を行なった。

#### 4. 解析結果の検討

解析の詳細は省略するが最終的に固有値問題に帰着し、旋回失速、旋回キャビテーションは複素係数の3次の特性方程式：

$$(k^* - k_1^*)(k^* - k_2^*)(k^* - k_3^*) = 0 \quad (1)$$

の特性根  $k_i^* = k_{ri}^* + jk_{ti}^*$  で表わされる事がわかった。実部  $k_{ri}^*$  は伝播速度比を虚部  $k_{ti}^*$  は減衰率を表す。但し  $k_{r1}^* > 1$ ,  $k_{r2}^* < 0$ ,  $k_{r3}^* < 1$  であり、 $k_1^*$ ,  $k_2^*$  は旋回キャビテーションを、 $k_3^*$  は旋回失速を表す。

この様な判別は次の様にしてなされた。まず、キャビテーションの発生しない極限では式(1)は1次式となり、 $k_r^* < 1$  の特性根が得られ、 $k_r^* < 0$  の発振条件は通常の旋回失速の発生条件と一致する。一般の場合の特性根  $k_3^*$  はこの値に近く、従って伝播速度や発生条件も旋回失速に近いものとなる。また  $k_3^*$  はキャビテーション特性の影響はほとんど受けず、旋回失速に対するキャビテーションの影響は極めて小さい。

次に、実験的に得られた、旋回キャビテーションの特徴(3)を用いると2次の特性方程式が得られ、その特性根は  $k_1^*$ ,  $k_2^*$  に近い値となる。また、式(1)において、インデューサの幾何学的特徴—羽根角が小さく羽根が長い—に対する

極限をとると上述の2次式に一致する。この2次式を用いると、 $k_{r1}^* > 1$ ,  $k_{r2}^* < 0$  の性質を陽に示すことができる他、旋回キャビテーションの発生条件が  $k_1^*$ ,  $k_2^*$  いずれに対しても羽根車の失速特性とは無関係に

$$M > 2K(1 + \sigma) \cot \bar{\beta} \quad (2)$$

の簡単な関係で表されることがわかる。 $K = -\partial V / \partial P$  はキャビテーションコンプライアンスである。式(2)は旋回キャビテーションの特

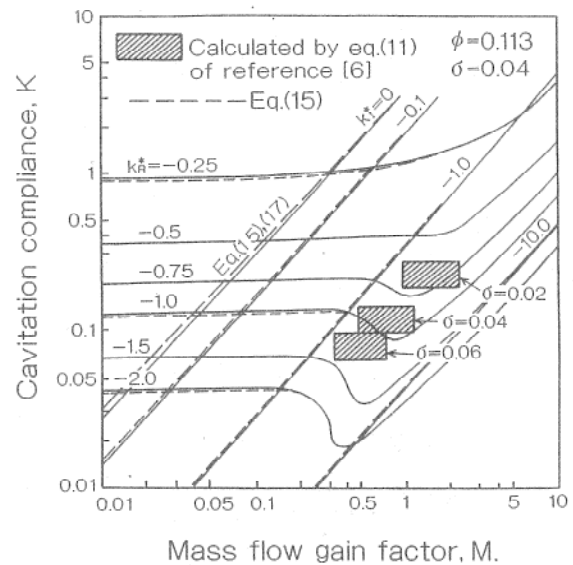


図5 Contour map of  $k_1^*$  rotating cavitation.

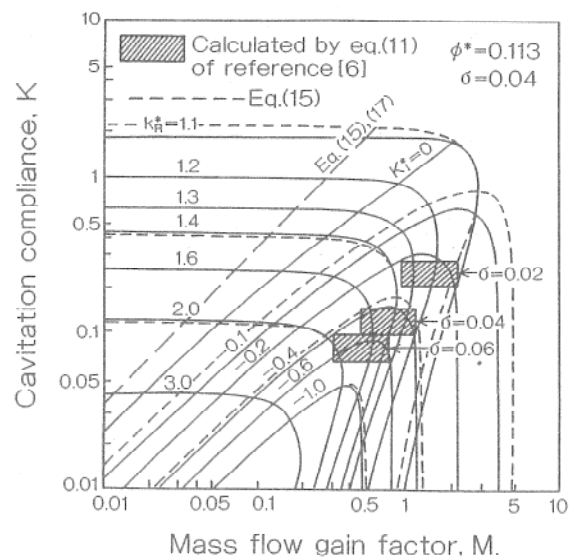


図6 Contour map  $k_2^*$  rotating cavitation.

徴を明確に示している。すなわち旋回キャピテーションの発生原因がMであり、羽根の失速特性と無関係であることである。この様に文献(2)の本質をとらえた観察結果は実機における対策のみならず、現象解明の上でも極めて有用な情報を与えた。

### 5. 数 値 例

図5, 6に文献(2)のインデューサに対する $k_1^*$ ,  $k_2^*$ の計算結果を示す。実線は3次式から、破線は2次式から得られた結果では両者はほぼ等しい。図中にキャピテーション特性M, Kの推定値を示した。 $k_1^*$ ,  $k_2^*$ いずれもM, Kは $k^* < 0$ の旋回キャピテーションの発生域中にある。 $\sigma = 0.02$ に対する $k_{r1}^* = 1.1 \sim 1.3$ は実測値に近いが、 $k_{r2}^* = -0.6 \sim -0.8$ は羽根車と逆方向に伝播するモードを表している。LE-7の場合にも $\sigma = 0.04$ の場合、 $k_{r1}^* = 1.1 \sim 1.3$ ,  $k_{r2}^* = -0.7 \sim -0.9$ の理論値に対し図2の軸振動は $k_{r1}^* = 1.1 \sim 1.2$ で理論値と一致する。またL

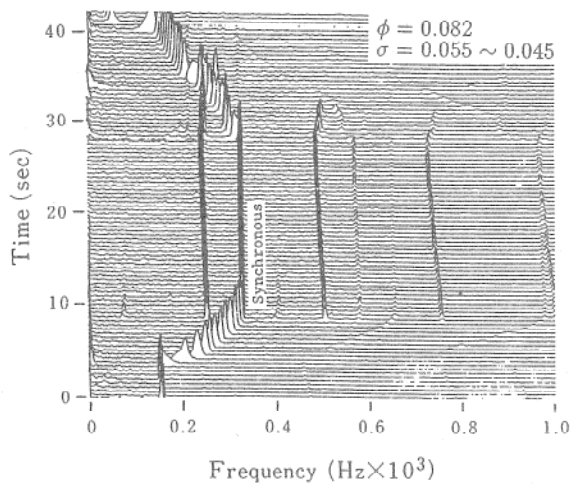


図7 Fourier analysis of LE-7 LOX turbopump shaft vibrations.

E-7の場合にはキャピテーションの発生下でしばしば図7に示す原因不明の回転数以下の軸振動が観察された。この周波数は $k_{r2}^*$ に近く、 $k_{r2}^*$ の存在を示唆するが、その検証は今後の研究を待たねばならない。

NASAでは現在、耐久性向上を目差してSpace Shuttle用の新しいポンプを開発中であるが、最近の私信によるとこのポンプでも旋回キャピテーションが現われ対策が検討中との事である。図7からは $k_{r2}^*$ の伝播方向は不明であるが、Space Shuttle用のポンプでは逆方向伝播のモードも確認されている。これまでに我々は米国から多くの事を学んだが、日本で発見され、日本で理論付けがなされた現象に関する本研究を通じて、少しでも恩返しができればと考えている。

### 6. あ と が き

本研究により旋回キャピテーションは旋回失速と独立した現象であり、マスフローゲインファクタに起因することが明らかにされた。一般産業用ポンプでも高速化が進む中、旋回キャピテーションによると思われる事故例が見られる。本研究がロケット用ポンプのみならず産業用高速ポンプの信頼性確保の一助になれば幸いである。

### 引 用 文 献

- 1) 上條, 吉田, 機論, 57-544B, (1991-12)
- 2) 志村, 上條, 航技研報告, TR-725 (1982-8)
- 3) Rosenman, W., Proc. Symposium on Cavitation in Fluid Machinery, ASME WAM (1965) 172-195
- 4) Young, W. E., et al., NASA-CR-123939 (1972)