キャビテーション壊食量の推定法

第1報：気泡崩壊による衝撃圧スペクトル

学生員 金 野 祥 久** 正員 加 藤 洋 治*
正員 山 口 一* 前 田 正 二*

Prediction of Cavitation Erosion

First Report: Impact Force Spectra Caused by Cavitation Bubble Collapse

by Akihisa Konno, *Member* Hiroharu Kato, *Member*
Hajime Yamaguchi, *Member* Masatsugu Maeda

Summary

The objective of the present study is to develop a procedure to predict the cavitation erosion intensity. To this end, it is necessary to presume impact force spectra caused by collapse of cavity bubbles. In this paper the authors measured the impact force spectra on a two-dimensional foil by piezoelectric pickups. Following conclusions have been obtained:

1. It is desired to develop smaller and more reliable sensors and calibration procedure.
2. Accumulative impact force spectra are inversely proportional to impact force to power n . Where the value of n is about 2 if impact force is low. The n increases with the impact force and attains around 4 in the region of high impact force.
3. Cavitation impact intensity is considered a good index of the erosion when appropriate threshold level is chosen.

主 な 記 号

e 跳ね返り係数
 F 衝撃力 [N]
 g 重力加速度=9.81 m/sec.²
 h 鋼球を落下させる高さ [m]
 I_c キャビテーション衝撃強さ
[N²/sec./mm²]
 m 鋼球の質量 [kg]
 N 衝撃力の累積度数
 U 一樣流速 [m/sec.]
 Δt 衝撃パルスの立ち上がり時間 [sec.]
 α 迎角
 σ キャビテーション数

1. は じ め に

キャビテーションの研究が進むにつれ、キャビテーションによる壊食（エロージョン）が残された大きな問題となっている。壊食はキャビテーション気泡が高圧の場で崩壊し、発生する現象である。極めて短い時間（ μ sec. のオーダー）に、極めて高い圧力（GPa のオーダー）が局所的（ μ m のオーダー）に発生し、それが金属表面の損傷を引き起こすというミクロな現象が、マクロに現れたものであるので、流体力学的にも計測が難しく、また気泡の大きさや崩壊場所がランダムであるから、計算による推定も困難である。さらに局所的・衝撃的な力による金属表面の破壊のメカニズムも解明されなければならない。

このため、従来の研究はある一定の実験条件で壊食を発生させ、壊食量を体積欠損や壊食深さなどで表し、実験条件と壊食量を関係付けようとしたものが多かった^{1,2,3)}。これらは例えば「壊食量は流速の6乗に比例する」といったように実際の壊食の推定の目安にはなかったが、精度の高い推定は望むべくもなかった。

これに対し、キャビテーション気泡の発生から崩壊、高

* 東京大学工学部

** 東京大学大学院工学系研究科

圧の発生、金属表面の塑性変形、壊食のそれぞれの過程を捕らえ、全体を総合して壊食の機構を知り、壊食量を推定しようとする動きが広まってきている⁴⁾。そのような研究で測定すべき中心的な量は、多数のキャビテーション気泡の崩壊による衝撃圧の時間的・空間的分布である。衝撃圧のスペクトルが分かれば、壊食の問題は金属強度学の問題となる。一方衝撃圧のスペクトルは流体力学的な考察で推定できるはずである。

キャビテーションによる壊食量を良い精度で推定するために、以下のような手順で行うことが考えられる⁵⁾。

1. キャビテーションの発生パターン、キャビティ形状などの推定。
2. キャビティ気泡の数、および大きさの分布の推定。
3. 崩壊するキャビティ量の推定。
4. 衝撃圧スペクトルの推定。
5. 衝撃圧スペクトルと金属の破壊特性による壊食量の推定。

このうち、キャビテーションの発生パターンやキャビティ形状などの推定については、すでに多くの研究がなされており、信頼のおける推定ができるようになってきている。また5の壊食量の推定についても、材料学的な立場から研究が進んでいる⁶⁾。従って本研究では2から4までの流れを主として扱う。

衝撃圧スペクトルの測定は、圧電素子を使用したセンサを用いて行われることが多い。これは2つの金属棒の間に圧電素子をはさみこむ形式のもので、金属棒の一端から伝播した圧力波が圧電素子部を通過する際、電気信号が発生する。圧力波は金属棒の端までくると膨張波として反射し、逆方向に伝播するので尾部を形成する金属棒は長いほうが圧力波と膨張波の分離が良い。

衝撃圧の分布の計測はHammittらによって1980年代のはじめにすでに行われている⁷⁾。彼らは圧電素子を用いたセンサを開発し、その特性について検討している⁸⁾。日本においては岡田らのグループが、振動子により発生したキャビテーションやノズル内のキャビテーションについて衝撃圧の計測を行っており⁹⁾、またセンサの形状とその特性についても調べている¹⁰⁾。

一方センサが長いと翼やペーンなどの薄い部分に埋めこむことが出来ないで、反射波の分離を犠牲にしても小型のセンサを用いることも考えられる。最近Francらのグループは翼型表面に厚さ1 mm、直径0.9 mmの圧電セラミックスを用いたセンサを取り付け、キャビテーション気泡の崩壊衝撃圧を計測している^{11,12)}。計測によれば衝撃圧の頻度はキャビティ後端で極大となる。また速度変化に対する衝撃圧の変化はストローハル則とウォーターハンマーの法則から説明できるとしている。また前田(学)らは全長10 mmの短いセンサを試作し、ポンプの翼面上の衝撃圧分布の計測に成功している^{13,14)}。

しかしこれらの計測はいずれもセンサの出力(V, dBなど)を衝撃の頻度スペクトルと比較しており、センサ出力をどのように実際の衝撃力あるいは衝撃圧に換算するかという問題が残っている。またそのために異なる実験結果どうしの定量的比較は行われていない。

2. 衝撃圧センサの評価と検討

2.1 衝撃圧センサの構造

本研究では、前田(学)らによって設計・作成されたセンサを用いた。Fig. 1にセンサの構造を示す。

衝撃圧センサは圧電セラミックスを用いて衝撃圧を電圧に変換するもので、アクリル製の台(図中④)と真鍮製のふた(⑤)の間に感圧部と圧電セラミックスを閉じこめてある。図中①が衝撃圧を伝達するステンレス棒、間に挟まれている③が圧電セラミックスであり、この圧電素子の上下面の電位差を計測する。受圧面は円形で、その直径は1 mmである。

①と⑤の間は導電性接着剤で接合されており(図中②)、⑤から負極を引き出している。⑥は防水と受圧棒を押さえる役割を兼ねたOリングである。

このセンサでは圧電素子の性質上、衝撃的に加えられた力を検知することはできるが、静的な力は検出できない。

2.2 衝撃圧計測システム

衝撃圧センサの出力電圧はトランジェント・レコーダ(理研電子(株)TCDC-8 K)に入力し、最小1 μsec . 毎のサンプリング時間間隔でAD変換してメモリに記憶させる。そしてその記憶内容をパーソナルコンピュータに取り込むために、GP-IBインターフェイスを用いている。これによって衝撃圧センサの出力波形を得ることができる。

また、この計測装置はピークホルダとしての機能も有し

Fig. 1 Impact load sensor

ており、指定したしきい値を越えるデータを検出した場合に自動的に停止し、その前後のデータを読むことができる。この機能をパーソナルコンピュータで制御することにより、計測電圧のピーク付近の波形を必要な回数だけ測定したり、またピークを検知するまでの時間を測定することができる。

2.3 衝撃圧センサの検定

センサの検定は鋼球落下の実験によって行った。これは小さな鋼球をある高さからセンサの受圧面上に落とし、速度の減少からセンサに与えられた力積を求め、またセンサの出力波形から衝撃が加えられた時間を求め、力積をその時間で割ることによって加えられた力を得るというものである。

この場合、受圧面に当たるときの速度はエネルギー保存則より鋼球の高さから算出し、いわゆる跳ね返りの法則により速度の減少を得ている。具体的には跳ね返り係数を e と書くと、受圧面に加わる衝撃力 F を

$$F = m(1+e)\sqrt{2gh}/\Delta t \quad (1)$$

によって求め、これと出力電圧との関係を調べた。このとき衝撃力が加えられた時間 Δt として、衝撃圧センサの出力波形を見て、電圧の立ち上がり時間を採った。

2.4 衝撃圧センサの性能評価

翼面上でのキャビティ崩壊による衝撃圧を計測するためには、衝撃圧センサは

1. 小型で翼面上に埋めこむのが容易であること。
2. 高周波応答特性が良く、時間分解能の高い計測が行えること。
3. 感度が良いこと。
4. 激しい衝撃にさらされても、出力が安定していること。

などの要件が求められる。

本研究で用いた衝撃圧センサはこの種のセンサとしては特に長さが短く作られているが、それでも翼厚を厚くした翼模型にしか埋めこむことが出来ない。また受圧面は直径 1 mm でありセンサとしては小型であるが、キャビティ気泡崩壊による衝撃圧の範囲は前述のように数 μm から数 10 μm のオーダーであり、そのようなスケールから考えるとさらに小型であることが望ましい。

その他の性能面の要件を満たしているかどうかを以下に検討する。

Fig. 2 に、センサの検定時の出力波形の例を示す。立ち上がり時間は 7 $\mu\text{sec.}$ ~8 $\mu\text{sec.}$ 、振動の周期は約 30 $\mu\text{sec.}$ である。

圧電セラミックスをはさんでいるステンレス棒の中を衝撃波が伝わり、下端で反射して戻ってくるまでの時間は 2 $\mu\text{sec.}$ 以下である。このことから、この衝撃圧センサの立ち上がり時間は計測系の固有振動数で決まってしまう、実際の衝撃圧の立ち上がり波形を十分精確には捉えていないと

Fig.2 Example of waveform in calibration before experiments

考えられる。なお、センサの感度は 40 mV/N~110 mV/N であり、衝撃圧の計測には十分な感度がある。

次にセンサの安定性と強度について述べる。このセンサは非常に壊れやすく、本研究でも次のような原因でセンサの動作が不調になった。

1. 衝撃圧によって圧電セラミックスの円盤が割れてしまい、出力波形が変化してしまうことがある。
2. 長い時間衝撃圧にさらされていると、圧電セラミックスをはさんでいる金属棒の締め付けがゆるくなり、センサの感度が低下するという現象が見られる。
3. 長い間水中にさらしているとセンサの感度が落ち、空気中で乾かすと元に戻る、という現象が見られる。導電性接着剤の接合が水中では弱くなることが原因らしい。

実験により劣化したセンサの鋼球落下による検定の出力波形の一例を Fig. 3 に示す。第 1 の波高より第 2 の波高が高くまた出力も変化している。

翼型に埋めこみ、キャビティ気泡の崩壊による衝撃圧を受けたときの、センサの出力波形の一例を Fig. 4 に示す。

前田 (学) らの実験^{13,14)}によれば、ポンプ翼面に発生するキャビティ気泡の崩壊による衝撃圧を受けたときの衝撃パルスの立ち上がり時間は 1 $\mu\text{sec.}$ 以下であり、また衝撃圧センサは、このような急峻な立ち上がり非常に良く追従している。しかし本研究での実験では同じ構造のセンサを用いたにもかかわらず、立ち上がり時間は 5 $\mu\text{sec.}$ ~6 $\mu\text{sec.}$ となっている。このような波形の差異がセンサの特性の変化によるものか、気泡崩壊による衝撃圧がこのような特性を持つのか、あるいはその両者が重なったものか、現在のところ不明である。

Fig. 3 Example of waveform in calibration after experiments

Fig. 4 Example of waveform between experiments

現在、これらの欠点を改善したセンサの開発を試みているが、これについては第2報以降で述べたいと思う。今回は実験に用いた多くのセンサのうち、実験終了時まで性能が低下しなかったセンサから得られたデータについて述べることにする。

3. 使用した翼型

キャビテーションによる壊食は、バブルキャビテーションやクラウドキャビテーションが後流で崩壊する付近で最も激しい。2次元翼型では、クラウドキャビテーションが

Fig. 5 Foil section for impact force measurement

崩壊する翼後縁部での壊食が最も激しいと思われる。そこで翼後縁部に衝撃圧センサを埋めこみ、衝撃圧の計測を行いたい、今回用いるセンサは高さが10 mmあり、通常用いられるような薄い翼模型の後縁部には埋めこむことが出来ない。そのため、以下のような条件を満たす翼模型を新たに設計した。

1. 翼回りの流れ場が通常用いられる翼型に近く、発生するキャビテーションも特異でないこと。
2. 翼の後縁付近でキャビティが崩壊すること。
3. 翼の後縁部が厚く、センサを取り付けることができること。

理論計算による検討の後、数種類の翼模型を製作し予備実験を行った結果、Fig. 5に示す翼型を用いることにした。この翼型の特徴は、後縁付近を平面にしてセンサの取り付けを容易にしていることと、厚みを増すために後縁を切り落とした形状にしていること、そして全体的に簡単な形状であるために製作が非常に容易であることなどである。

実験に際しては、同じ形状の翼型を2つ製作して使用した。Fig. 5に示したのは衝撃圧測定用で、70, 80, 90%コード位置に衝撃圧センサを埋めこむ。もう1つは圧力計測およびエロージョンテスト用で、圧力孔を設けてあり、またエロージョン試験用の金属板を取り付けられるようになっている。

4. 実験装置と実験条件

4.1 キャビテーションタンネル

本研究での実験は、東京大学船用プロペラキャビテーションタンネルの翼型用試験部を用いて行った。試験部は幅150 mm×高さ600 mmの矩形断面で、試験部の主流方向の寸法は1000 mmであり、片側の側壁には観測用のアクリル窓が取り付けられる。さらに上壁にも小さなアクリル窓を設けて上方からの観測ができるようになっている。

試験部の流速は、翼型上流部の一様流の流速をレーザー流速計を用いて測定する。試験部静圧は静圧孔から測定した圧力を水頭分だけ補正して試験部中央部の静圧を計算することにより求める。

4.2 測定項目と計測方法

実験は、迎角 8° および 4° の2通りについて、キャピテーション数 $\sigma=1.25$ (迎角 8° のとき), $\sigma=1.00$ (迎角 4° のとき) を中心に行った。この条件の時には周期的なクラウドキャピテーションが発生する。流速は 12 m/sec. を中心に、8 m/sec.~15 m/sec. まで変化させた。

4.2.1 翼表面の圧力計測

供試翼模型を船用プロペラキャピテーショントンネルで試験し、迎角 4° および 8° において、キャピティが発生しない場合からスーパーキャピテーションになるまで静圧を変化させて、翼面上の圧力計測を行った。

圧力計測には圧力計測およびエロージョンテスト用の翼模型を用い、翼面上に開けられた穴から翼模型内に埋めこんだステンレスパイプを通してトンネル外に取り出し、圧力計により測定を行う。実験に用いた翼型は上下対称翼であることから上面・下面の測定は翼の迎角をそれぞれプラス側、マイナス側に行う。

4.2.2 キャピテーションの様子を観察

発生するキャピテーションの様子を観察し、その様子をスケッチと写真を用いて記録した。そして観察したキャピテーションの様子と衝撃圧センサによる計測の結果とを合わせて検討することによって、発生したキャピテーションの様子と衝撃圧パルススペクトルとの関係、壊食量との関係などを考察した。

4.2.3 衝撃圧パルススペクトルの測定

翼の 70, 80, 90% の各コード位置に取り付けた衝撃圧センサが感知する衝撃圧 (電圧の極大値として観測される) を多数計測し、その頻度分布を測定した。

5. 実験結果および考察

5.1 圧力分布の検討

迎角 8° 、流速 8 m/s の条件での、非キャピテーション状態での圧力分布曲線の実験結果と、数値計算結果を Fig. 6 に示す。圧力分布の計算には Hess 法による 2 次元翼ポテンシャル流れと積分型の境界層計算を組み合わせた反復計算プログラムを用いた^{15,16)}。供試翼模型は後縁部を切り落としており、ここでの剝離などを厳密に考慮した計算は非常に難しいので、計算の際には図中に示してあるとおり、テーパーをそのまま延長した仮想的な翼型についての圧力分布を計算した。

数値計算結果に比べると実験結果は、正圧面の圧力が低めに出ていることを除き、ほぼよく一致している。このことから、供試翼模型回りの流れは計算に用いた仮想的に翼型回りの流れに近いと考えられ、従って供試翼模型回りの流れには、通常用いられる翼には見られないような特異な流れはないと判断できる。

翼型にそった境界層が剝離するとシートキャピテーションが発生することが知られている。キャピテーション数を

Fig. 6 C_p distribution and boundary layer thickness, $\alpha=8^\circ$, $U=8$ m/sec.

下げ、シートキャピティの長さが翼のコード長の $1/2$ を越えるあたりから、シートキャピティが不安定となり周期的にクラウドキャピテーションが発生する。

本研究で用いた翼型は、翼厚比 0.24 と厚翼であるが、圧力分布は前縁付近で負圧のピークがあり、後縁に向かってなだらかに圧力が上昇する三角形状をしており、通常の翼の圧力分布と形状に大きな差はない。このため発生するキャピティの様子、キャピテーション数に対する変化も通常の翼の場合と類似のものであった。

5.2 キャピテーションの様子

迎角 8° 、流速 12 m/sec., キャピテーション数 $\sigma=1.84$, 1.51, 1.25 の条件でのキャピテーションの様子をそれぞれ Fig. 7, Fig. 8, Fig. 9 に示す。翼の上方に写っている棒状のものはハイドロフォンであり、衝撃圧計測と同時に騒音計測を行ったが、この結果については他の機会に述べることとし本論文では触れていない。

$\sigma=1.84\sim1.25$ の範囲では、キャピティの不安定性は σ の減少とともに増大する。 $\sigma=1.84$ のときにはシートキャピテーションの長さが目視でコード長の約 $1/2$ であり、比較的安定であるが間欠的にクラウドキャピテーションが発

flow direction

Fig. 7 Appearance of cavitation bubble, $\alpha=8^\circ$, $U=12$ m/sec., $\sigma=1.84$

flow direction

Fig. 8 Appearance of cavitation bubble, $\alpha=8^\circ$, $U=12$ m/sec., $\sigma=1.51$

flow direction

Fig. 9 Appearance of cavitation bubble, $\alpha=8^\circ$, $U=12$ m/sec., $\sigma=1.25$

生ずる。 $\sigma=1.51$ のときにはシートキャビテーションの長さは70%程度であり、キャビティは安定な状態から不安定で周期的なクラウドキャビテーションが発生する状態へと移行する、臨界点付近である。そして $\sigma=1.25$ の条件では、大規模で周期的なクラウドキャビテーションが発生する。

さらに σ を0.5付近まで下げると、キャビティは完全なスーパーキャビテーション状態となる。

なおいずれの条件でも、キャビティは主に翼後縁のテーパー部で崩壊する。この翼模型ではテーパー上で壊食が発生しやすいものと思われる。また流速が異なる場合でも迎角と σ が一致していれば、キャビテーションの様子はほとんど変わらない。

5.3 衝撃圧スペクトル

5.3.1 衝撃圧スペクトルの傾向

迎角 8° 、 $\sigma=1.25$ の条件における70%コード位置のセンサで観測された衝撃圧スペクトルを累積度数分布の形で示したものをFig. 10に示す。図中には一様流速を8 m/sec. から15 m/sec. まで変化させた4ケースを示している。図の横軸はセンサの受けた衝撃力(N)で、もし受圧部(1 mm ϕ)に様な圧力がかかったと仮定すると、10 Nの衝撃力は12.7 MPaの衝撃圧になる。

縦軸は衝撃圧の大きいほうからの累積度数(count/sec/mm 2)である。つまり例えば横軸50 Nに対応する縦軸の値は、50 N以上の衝撃力を観測した個数を示している。

どの流速の場合もカウントする衝撃圧のしきい値を変えて計測しており、その結果を重ねて示している。 $F=20$ N $\sim$ 30 N付近の二重のデータがそれである。しきい値を低くすれば、頻度の多い比較的低い衝撃圧のスペクトルが得られるが、頻度の少ない高い衝撃圧の部分が得にくい。そこでしきい値を変えた2つのデータをつなぎあわせて広い範

Fig. 10 Variation of impact force spectra with different velocities, $\sigma=1.25$, 70% chord

囲のスペクトルが得られるようになった。

独立に計測した2つのデータがほぼ重なっているのは、センサの劣化がなければ、このような方法により再現性のある計測が可能であることを示している。

図に見られるように衝撃圧の小さいものは多数観測され、大きいものほど計測される個数は急激に少なくなる。このような傾向は翼型¹²⁾、ポンプ翼面¹⁴⁾、磁歪振動子⁹⁾で観測された衝撃圧スペクトルと同様の傾向である。

さらに詳しく見るとスペクトルの形状は低衝撃圧部では比較的ゆるやかで、衝撃圧が高くなると急激に減少している。すなわち累積度数 N と衝撃力 F との関係は

$$N \propto F^{-n} \quad (2)$$

とおくと全体としては $n=3\sim 4$ であるが、 F が小さい領域では $n \approx 2$ 程度であり F が大きい領域では n の値は4あるいはそれ以上になる。

このような傾向は流速によらず共通に見られ、また先に述べたポンプ翼面や磁歪振動子の場合にも見られることから、クラウドキャビテーション中に分布する気泡径と個数との間にある法則が存在することも考えられ、興味深い。

また流速が増加するとスペクトルが急激に大きくなり、流速の影響が大きいことが知れる。流速については後でさらに述べる。

Fig. 11 (流速 10 m/sec.), Fig. 12 (流速 12 m/sec.) に迎角 8° で $\sigma=1.25, 1.51, 1.84$ の場合の衝撃圧スペクトルの計測結果を示す。

これらの図からも Fig. 10 で述べたのと同じ傾向が見られる。すなわち F が小さい領域では n は2程度で F が大きくなるに従い n は増加している。またその変化は流速や σ によらず極めて似通っている。

Fig. 11 Variation of impact force spectra with different σ , $U=10$ m/sec., 70% chord

5.3.2 衝撃圧の評価方法

壊食量と材料に作用した衝撃圧のエネルギーには相関があると考えられており、衝撃圧センサを用いた実験の場合には、衝撃圧パルススペクトルをエネルギーに相当する値に変換して議論することが多い¹⁴⁾。そこでエネルギーに相当する値として、観測された衝撃力の平方の和、

$$(\text{エネルギー}) \propto I_c \equiv \sum_i F_i^2 \quad (3)$$

で定義される I_c を求め、これを本研究におけるキャビテーション衝撃強さと定義する。

ただし、衝撃圧パルススペクトルの測定の際にはあるしきい値を設定し、それを越える衝撃圧のみを測定しているため、ある衝撃力より低い衝撃力はキャビテーション衝撃強さに算入されない。

一方壊食はある値より大きな衝撃圧が作用したとき発生すると考えると、適切なしきい値を設ければ、計算されたキャビテーション衝撃強さと壊食量を直接比較できることが考えられる。

ここでは試みに $F_0=25$ N をしきい値に選び、Fig. 10 に示した結果を使ってキャビテーション衝撃強さと流速の関係を調べてみた。もし衝撃圧が作用する範囲が直径 100 μm であれば、25 N の衝撃力は 3.18 GPa の衝撃圧となり多くの金属の破壊強度を越える。

結果を Fig. 13 に示す。

$$I_c \propto U^m \quad (4)$$

とおくと $m=8.16$ となる。80, 90% コード位置のセンサに対して同様の解析を行うと、それぞれ $m=8.42, 7.35$ となる。この値は壊食量は流速の7~8乗に比例するという多くの実験結果¹⁸⁾ に適合している。

衝撃圧パルスの分布は空間的にはキャビティ気泡が多数崩壊する点で極大となり、またキャビテーション数 σ があ

Fig. 12 Variation of impact force spectra with different σ , $U=12$ m/sec., 70% chord

Fig. 13 Cavitation impact intensity (I_c) versus velocity, $\alpha=8^\circ$, $\sigma=1.25$, 70% chord

る値のとき極大となることは容易に想像できる。本実験においてもキャビテーション数が大きくクラウドキャビテーションが発生しない場合、またキャビテーション数が非常に小さくてスーパーキャビテーションになった場合には、衝撃圧はほとんど観測されず、 σ に対しキャビテーション衝撃強さは山形に変化している。 $\sigma=1.25\sim 1.84$ の範囲では、キャビテーションの様子で述べたように σ の減少とともにキャビティの不安定性が増すので、それに伴ってキャビテーション衝撃強さも増加する。流速 12 m/sec. の場合、 $\sigma=1.25$ でのキャビテーション衝撃強さは $\sigma=1.84$ の場合のおよそ 10 倍である。

試験部の静圧を下げて σ を減少させるとキャビテーション衝撃強さの最も大きい位置が後縁方向へ移動する¹⁷⁾。 σ を下げるとキャビテーションの崩壊する位置が翼後縁の方向にずれてゆくので、キャビテーション衝撃強さが最も大きい位置も後縁の方向にずれるものと考えられる。

6. ま と め

本研究では、小型衝撃圧センサを埋めこんだ上下対称の 2 次元翼模型を船用プロペラキャビテーションタンネルで試験してキャビテーションを発生させてその様子を観察し、また衝撃圧パルススペクトルを測定した。得られた結果は以下のとおりである。

1. 衝撃圧スペクトルは流体力学的な量を壊食と結び付ける重要な量であるが、衝撃圧を計測するセンサについて開発すべき点が多い。それらはセンサの大きさをさらに小さくすること、劣化のない信頼性の高いものとする、適切な検定法を開発することなどである。

2. 衝撃力 (F) と衝撃パルススペクトル (N) の関係を

簡単に

$$N \propto F^{-n}$$

と表すと F が小さいときには $n=2$ 程度、 F が大きいと $n=4$ あるいはそれ以上の値となる。この分布形状はクラウドキャビテーションが発生している場合にはキャビテーション数、流速によらず似た形状となる。

3. 上述のスペクトル分布の類似性は他の実験でも見られ、クラウドキャビティ内の気泡径と個数にある法則性があることを暗示している。

4. キャビテーション衝撃強さ $I_c(\sum F_i^2$ で定義) を計算する際しきい値を適切に選ぶと、壊食量と直接比較できることが考えられる。

7. あ と が き

本研究にあたり、三菱重工業(株)高砂研究所ターボ研究室から衝撃圧センサを無償で提供していただいた。同研究所の前田学研究員には多大な協力を頂いた。また藤川重雄助教授(富山県立大学)は、衝撃圧センサに関していろいろと指導していただき、参考文献を紹介していただいた。ここに深く感謝の意を表する。

なお本研究の一部は本学学生 續 修広君(現大学院)と著者の一人の卒業論文研究として行われたことを付記する。

参 考 文 献

- 1) Knapp, R. T., Daily, J. W., and Hammitt, F. G., *Cavitation*, McGraw-Hill Book Co., (1970).
- 2) Hammitt, F. G., *Cavitation and Multiphase Flow Phenomena*, McGraw-Hill Book Co., (1980).
- 3) 加藤洋治, キャビテーション (増補版), 横書店, (1990).
- 4) Kato, H., *Recent Advances and Future Proposal on Cavitation Erosion Research*, Int. Symp. on Propulsors and Cavitation, Hamburg, Germany, STG-Nr. 3007, (1992).
- 5) Kato, H., Konno, A., Maeda, M., and Yamaguchi, H., *Possibility of Quantitative Prediction of Cavitation Erosion without Model Test*, International Symposium on Cavitation, Deauville, France, (1995).
- 6) Franc, J. P., Michel, J. M., Trong N'Guyen, H., and Karimi, A., *From Pressure Pulses Measurements to Mass Loss Prediction: The Analysis of a Method*, The Second International Symposium on Cavitation, Tokyo, (1994), pp. 231-236.
- 7) De, M. K., and Hammitt, F. G., *New Method for Monitoring and Correlating Cavitation Noise to Erosion Capability*, J. Fluids Eng. ASME Vol. 104, (1982), pp. 434-442.
- 8) De, M. K., and Hammitt, F. G., *Instrument System for Monitoring Cavitation Noise*, J. Phys. E: Sci. Instrum. Vol. 15, (1982), pp. 741-745.
- 9) Iwai, Y., Okada, T., Nashiya, N. and Fukuda, Y.,

- Formation and Progression of Vibratory Cavitation Erosion*, Cavitation '91 Symp. ASME FED-Vol. 116, (1991), pp. 119-125.
- 10) Hattori, S., *Measurement of Impact Loads due to Cavitation Bubble Collapse and Related Erosion*, Workshop on Cavitation Erosion Research, Tokyo, (1994).
 - 11) Quang, J., Franc, J. P., and Michel, J. M., *Pressure Pulse Distribution around Cavity Closure*, Int. Symp. on Cavitation Noise and Erosion in Fluid Systems-1989, ASME FED-Vol. 88, (1989), pp. 111-118.
 - 12) Le, Q., Franc, J. P., and Michel, J. M., *Partial Cavities : Pressure Pulse Distribution around Cavity Closure*, J. Fluids Eng., ASME, Vol. 115, (1993) pp. 249-254.
 - 13) Maeda, M., Yamada, I. et al., *The Prediction of Cavitation Erosion on Pump Impeller by Measuring of Cavitation Bubble Collapse Impact Loads*, 16th Symposium of The IAHR, San Paulo, (1992), pp. 681-690.
 - 14) Maeda, M., Yamada, I., and Tagawa, M., *The Prediction of Cavitation Erosion on Pump Impeller by Measuring of Cavitation Bubble Collapse Impact Loads* (Second Report), The Second International Symposium on Cavitation, Tokyo, (1994) pp. 243-248.
 - 15) Yamaguchi, H., Kato, H., Sugatani, A., Kamijo, A., Honda, T., and Maeda, M., *Development of Marine Propellers with Better Cavitation Performance* (3rd Report : Pressure distribution to stabilize cavitation), J. Soc. Nav. Archi. Japan, Vol. 164, (1988), pp. 28-42.
 - 16) Yamaguchi, H., *Hydrodynamics characteristics of a two-dimensional foil or cascade in steady incompressible uniform flow with boundary layer effects taken into account*, Internal software, (1988).
 - 17) 續修広, 金野祥久, 衝撃圧計測によるキャビテーション・エロージョン機構の研究, 東京大学工学部船舶海洋工学科卒業論文, (1994).
 - 18) 加藤洋治, キャビテーション損傷に関する諸因子, ターボ機械第 18 巻第 10 号, (1990) pp. 8-17.
-