

ヘリコプタ・ロータの低騒音化研究

Research on Reduction of Helicopter Rotor Noise

譚 安忠

Anzhong TAN

川田工業㈱航空事業部開発室技術開発課課長

原 幸久

Yukihisa HARA

川田工業㈱技術開発本部風洞試験室

進藤 章二郎

Shojiro SHINDO

川田工業㈱技術開発本部風洞試験室室長

川田 忠裕

Tadahiro KAWADA

川田工業㈱航空事業部長兼開発室室長

In an effort to reduce the blade-vortex-interaction (BVI) noise on the helicopter rotor, air was blown from the rotor blade tip. Wind tunnel testing of this technique showed the vortex intensity is reduced while the vortex location is moved outward, lowering the BVI noise level. This paper outlines the present experiments and their results.

Key words : helicopter, rotor, noise reduction, air blowing, wind tunnel testing

1. はじめに

ヘリコプタの騒音源のいくつかのうち、もっとも顕著なのはブレードと渦との干渉から生じる通常スラップ騒音と呼ばれるものである。この種類の騒音はヘリコプタが着陸降下時など、ブレードの先端から放出された渦を後続ブレードがたたくことによって生じるもので、BVI (Blade/Vortex Interaction) 騒音と言われ、周期的にパルス状の音で、多くの場合機体の振動も伴っており、ヘリコプタの静粛性と快適性を確保するうえで是非とも解決が望まれる問題となっている¹⁾。

BVI騒音を減らす方法として、これまでにブレード形状の改良、HHC(Higher Harmonic Control)、IBC(Individual Blade Control)などが提案され、実験研究されており、いずれもある程度有効であることが報告されているが^{2),3)}、翼端渦そのものがそのまま存在しているため、広範囲の飛行条件にわたってBVIを回避するのは困難である。

当社ではまず固定翼風洞模型を用いて、翼端から翼幅方向にジェット気流を吹き出すことによって、翼端渦の強さと位置を変えることができることを実験で確かめたうえで⁴⁾、2年前から(社)航空宇宙工業会の研究委託

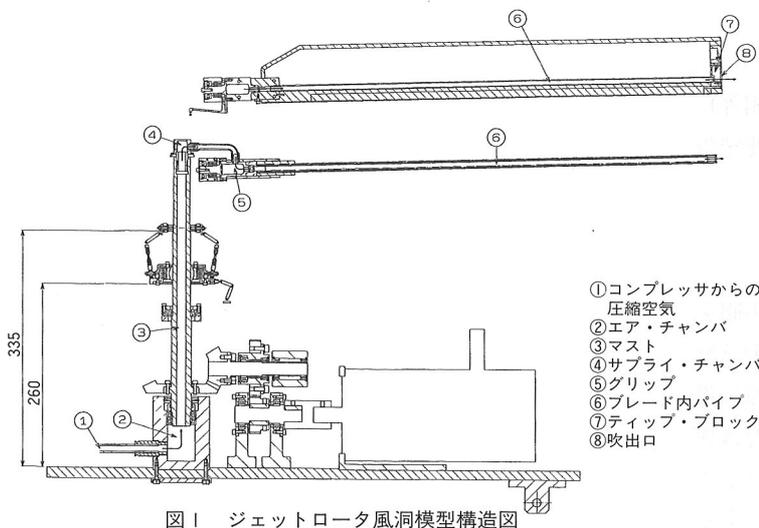


図1 ジェットロータ風洞模型構造図

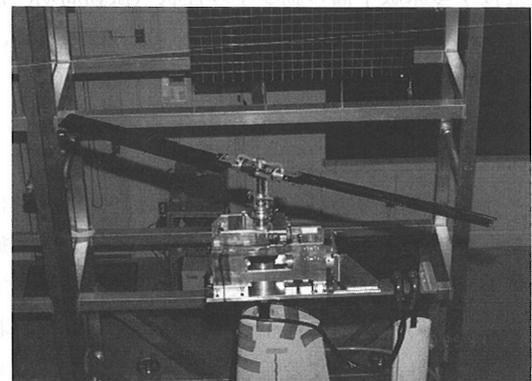


写真1 ロータ模型の設置状況

を受け、回転翼のブレード先端から半径方向にジェット気流を吹き出すことによって、BVI干渉騒音の強さを低減させる研究を行ってきた。これまでにジェット気流の吹き出し圧力が上昇するに従って、渦干渉騒音の強さを低減できることを確認したので、以下に実験の概要と計測結果について報告する。

2. 実験装置と実験条件

実験に用いた回転翼模型はドライブシャフト内に圧縮空気の通路を設けており、ロータヘッドから2枚のブレードへ空気を分配できるようになっている。ブレードの

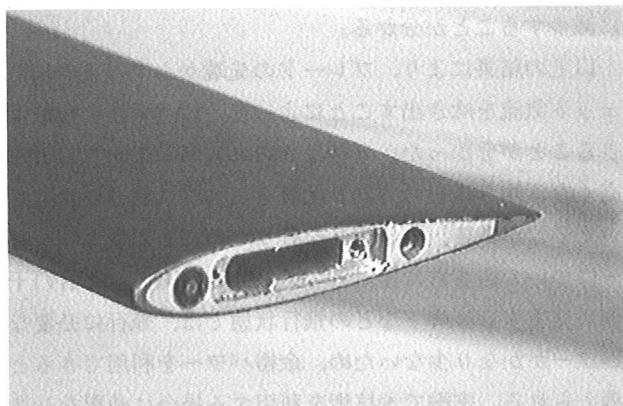


写真2 ティップ・ブロック・チャンバ外観



図2 吹き出し口詳細図

中にも空気通路があり、ブレードの翼端に空気吹き出し孔の配置と面積を変えられるように、エンド・プレートが交換できるようになっている。模型全体は6分力天秤上に設置してあり、模型に働く空気力が計測できると同時に、6分力天秤の機構を利用して、模型全体の傾きを変化させている。ロータ模型の断面図を図1に、6分力天秤上に設置している写真を写真1に示す。ブレードの先端部にジェット気流をできるだけ均一に吹き出せるように、写真2に示すティップ・ブロック・チャンバを設けている。エンド・プレート上の吹き出し口は図2のように、種々の大きさ、形状、配置が考えられるが、今回はまず集中吹き出し口のものを用いて実験を行った。

図3は計測システムの概略図を示している。騒音データの収集は無指向性のマイクを用いて行ったが、BVIの発生位置の特定、ロータからの騒音を抽出するなどのためにトラバース装置にマイクを取り付け、ロータ面にマイクを近付けられるようにした。

BVIを風洞試験で再現するため、一定の風洞風速に設定した後、模型全体の迎え角を変えることによりロータ面の傾きを徐々に変え、BVIの発生範囲を特定した。ブレード内の圧力の高さを制御することによって、ジェット気流の吹き出しの強さを制御した。今回はブレード内における圧力を吹き出し空気がチョークを始めるゲージ圧1気圧まで数段階に分け、吹き出しの圧力を設定した。今回の実験では主にロータ回転数を600rpmに設定して、ブレードのピッチ角を3段階に変えてデータの収録を行った。

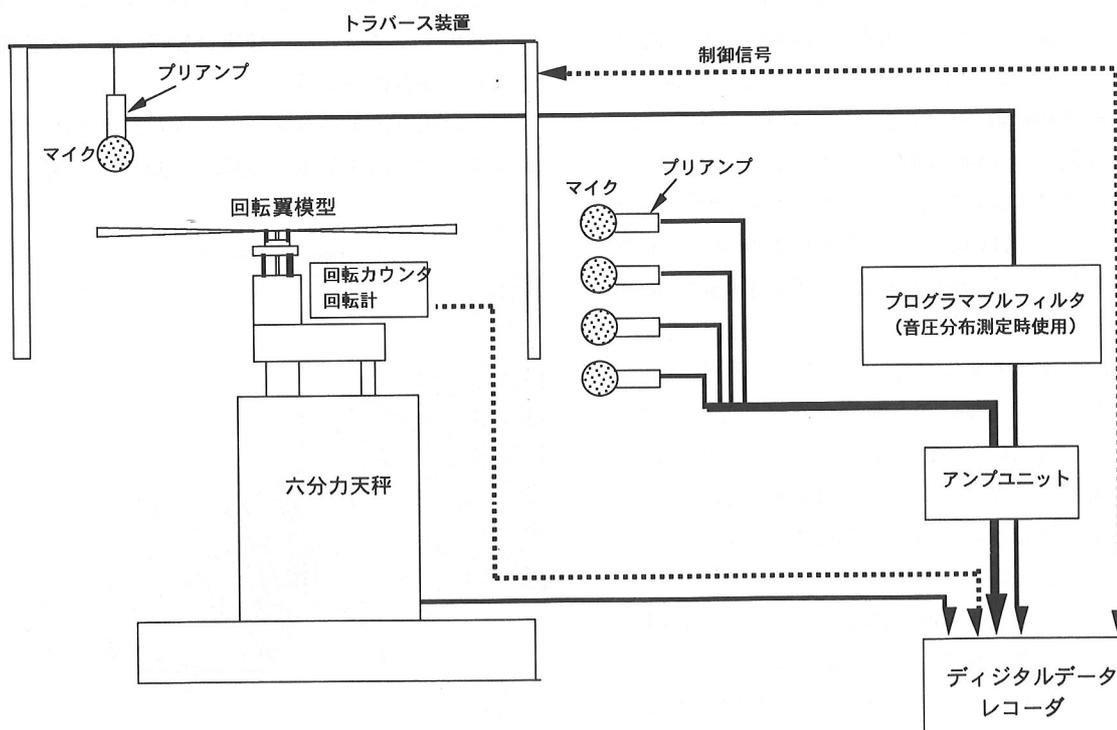


図3 計測システム概略図

3. 実験結果と考察

ロータ周りの流れ場を観察するため、スモーク・ワイヤなどの方法による可視化を行った。図4にロータ周りの流れ場の可視化の概念図を示す。スモーク・ワイヤの位置を変えることによって、可視化できる流れ場の断面を変えることができる。

写真3にロータ模型のシャフトの迎え角を変化させていった場合の流れ場の様子の変化を示している。シャフト角を変えることによって、流れ方向に対するロータ面の迎え角を変え、等価的にヘリコプタが水平前進飛行状態から緩降下、急降下飛行状態まで変化させたことになっている。写真から分かるように、シャフト角が -4 deg (a)のときは翼端渦がロータ面の下方に有り、ブレードとの衝突が生じないが、 2 deg (d)のときはほぼ渦の中心部をブレードが横切っている。さらに高いシャフト角 8 deg (g)の場合では、翼端渦がロータ面の上方へ流されており、再びブレードと衝突しなくなることが分かる。このように、ヘリコプタがヘリポートへの着陸時などの緩降下状態では、ブレードの先端から放出された渦にブレードが衝突をする場合があり、翼端渦内の強い速度変化、圧力変化がブレードとの相互作用によってブレードの振動を引き起こすと同時に、高いパルス状の騒音を生じさせている。

写真4 (a)に翼端渦がブレードにぶつかる前の様子、写真4 (b)に翼端渦がブレードにぶつかった後の様子を示す。この時の実験条件はBVIがもっとも強いところで、ブレードが渦の中心にぶつかっていると思われる。

ロータからの騒音はロータの回転に同期して周期的な波形となっているが、ブレードが2枚あるため、騒音の周波数はロータ回転数の2倍となる。BVIが発生しているときの騒音波形の1例を図5に示す。音源が回転しているため、マイクの位置によって観測される音圧の波形が顕著に変化する。BVIが発生すると負圧方向に音圧のピークが発生しているのが分かる。音圧の平均的な強さを表す実効値のロータ面上における分布の様子を図6に示しているが、BVI干渉によるパルス状の音圧変動が実効値にはあまり影響しないことが分かる。そこで、図5 (b)に示すように、BVI干渉による音圧のパルスの高さを抽出し、図7にそのロータ面上での分布を示した。この図から干渉が起こっていると考えられる位置でピーク幅値が最大を示していることが分かる。

翼端からジェット気流を吹き出させると、このBVIによって生じるピークの高さが徐々に低くなっていくことが観測された。図8にブレード内の圧力と集中吹き出し口のときの吹き出し流速、流量との関係を示している。

図9に吹き出す圧力の増大に従ってBVIのピーク幅値

が低くなっていく様子を示している。このときのピーク幅値がロータ面上での最大値となっているが、進行率 μ が0.16(a)のとき、吹き出し圧力が1気圧のときのピーク幅値が吹き出しの無いときに比べて半分以下に減少している。また進行率 μ が0.17(b)のとき、吹き出し圧力が1気圧のときの約3分の1程度に減少していることが分かる。さらに、シャフト角の全変化範囲にわたって、吹き出しを行ったときはBVI干渉のレベルが減少していることが分かる。

図10にジェット気流の吹き出しが無い場合と有る場合のロータ面上のピーク幅値の分布を示す。吹き出しが有る場合では、ロータ面上で全体的にもピーク幅値が大幅に減少することが分かる。

以上の結果により、ブレードの先端から半径方向にジェット気流を吹き出すことによって、BVI干渉を軽減できることが分かった。今後はさらに軽減効果をもっとも高くなる吹き出しの方向と配置を実験的に明らかにしていく必要がある。吹き出しを行うために必要なエネルギーについてもさらに検討していく必要があるが、BVI干渉が発生する緩降下などの飛行状態では、飛行に必要なパワーがかなり少ないため、余裕パワーを利用できると考えられる。実機で本技術を利用する場合に必要なシステム構成については、図11にその概念図を示した。

4. まとめ

BVI騒音を減らす手段として、翼端からジェット気流を半径方向に吹き出すことが有効であることが確認された。これまでの手法と比べて、ロータブレードの操縦システムを変更することなく、確実にBVIの強さを低減できる場所に独自性がある。

今後は吹き出すパラメータのうち、吹き出し口の形状と位置、吹き出す気流の流量、方向などが変化した場合

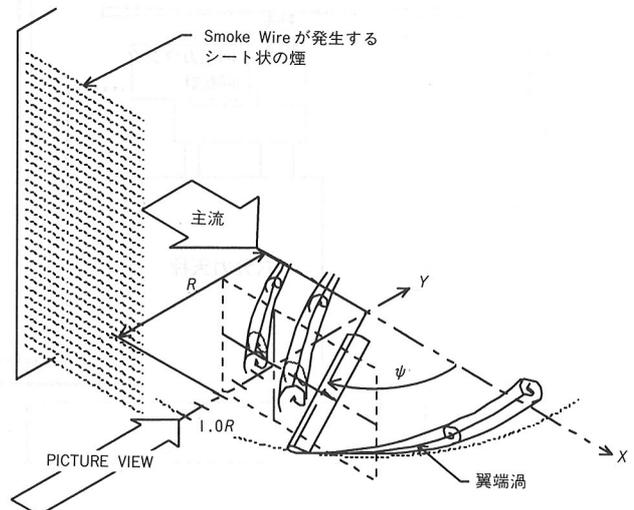


図4 渦干渉位置撮影概念図

模型条件
 $\theta_0 = 8.30 \text{ (deg)}$
 $N = 600 \text{ (rpm)}$

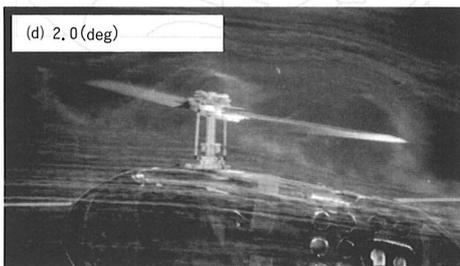
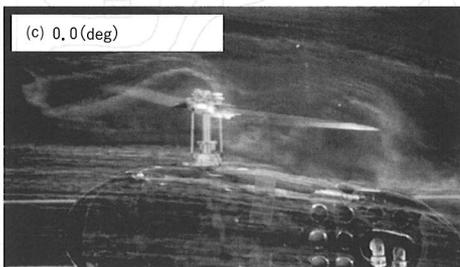
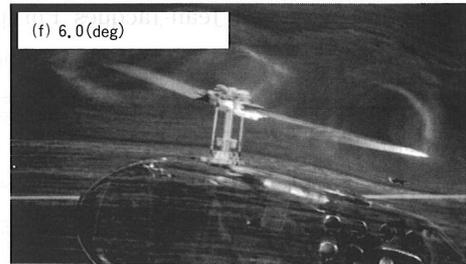
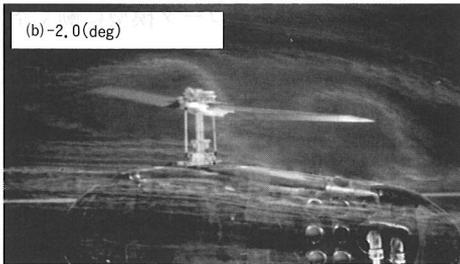
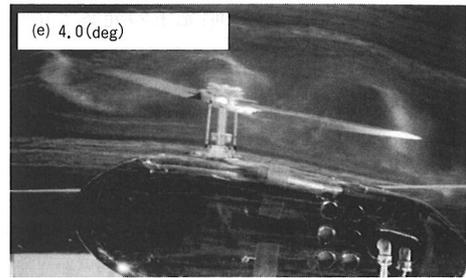
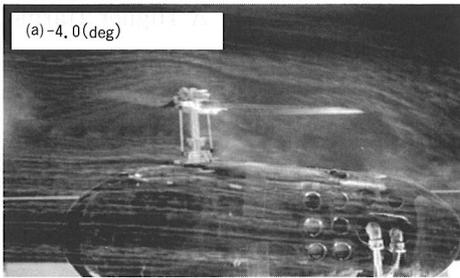
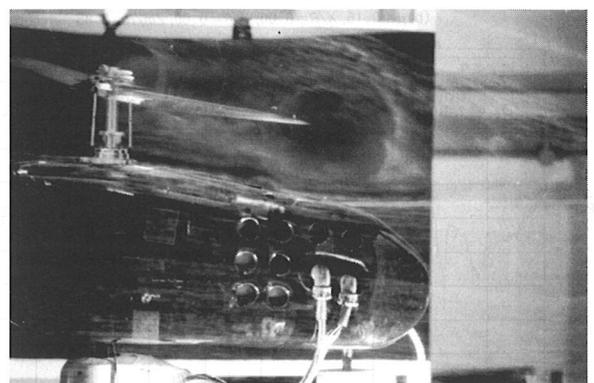
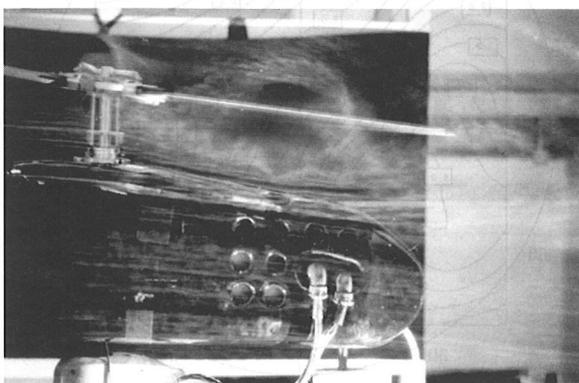


写真3 シャフト迎角変更による流れ場の変化($x/R = 0.6$ 断面)



(a) 翼端渦がブレードにぶつかる前

(b) 翼端渦がブレードにぶつかった後

写真4 ロータ周りの流れ場の可視化

にBVI騒音を低減する効果が受ける影響を調べ、できるだけ少ない吹き出しエネルギーでBVIを効率的に低減する条件を見つけ、実機への応用の可能性を検討していきたい。

本研究は東京大学名誉教授東昭先生の発案と指導の下、(社)日本航空宇宙工業会革新航空機技術開発センターの委託研究として行われたものである。

参考文献

- 1) 鈴木・吉岡：ヘリコプタ騒音。航空公害 研究と対策, 28 (Vol.16, 1990), pp.34-39.
- 2) Henri-James Marze and Jean-Jacques Philippe: A Quiet Helicopter, A Research Programme Today,

A Reality Tomorrow. *Proceeding of 20th European Rotorcraft Forum*, Paper No. 9, October 1994.

- 3) Wolf R. Splettstoesser, Klaus-J. Schultz, Roland Kube, Thomas F. Brooks, Earl R. Booth, Jr., Georg Niesl and Olivier Streby: A Higher Harmonic Control Test in the DNW to Reduce Impulsive BVI Noise. *Journal of the American Helicopter Society*, October 1994, pp. 3-13.
- 4) 進藤・川田・譚・原：ヘリコプタBVI騒音低下対策としての翼端噴射について、第33回飛行機シンポジウム, 1995年.
- 5) 譚・進藤・原・平井：ロータ模型に働く空気力の測定と計算、第34回飛行機シンポジウム, 1996年.

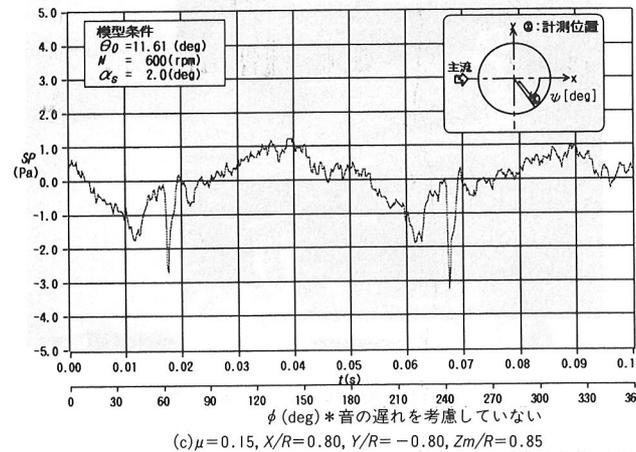
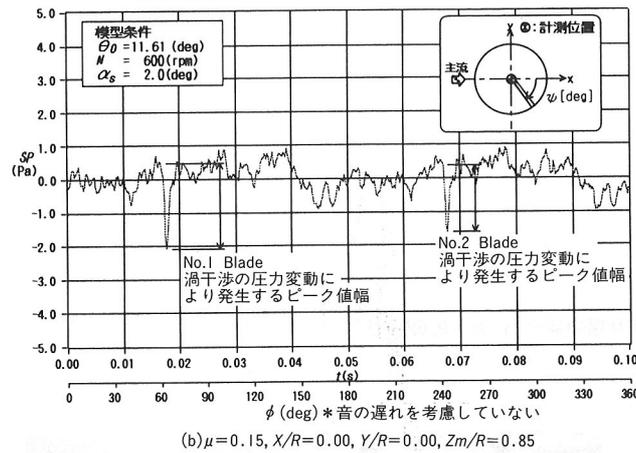
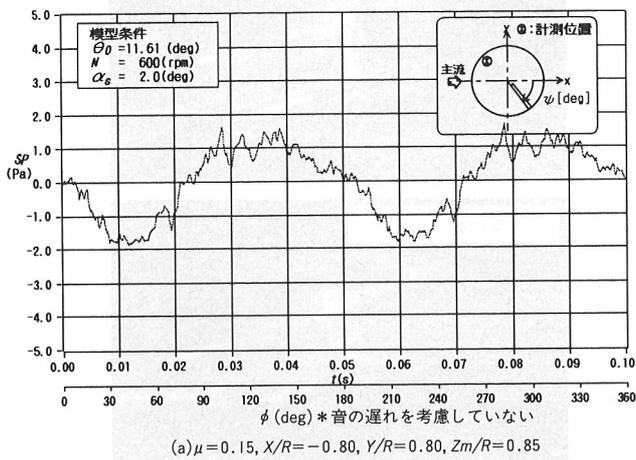
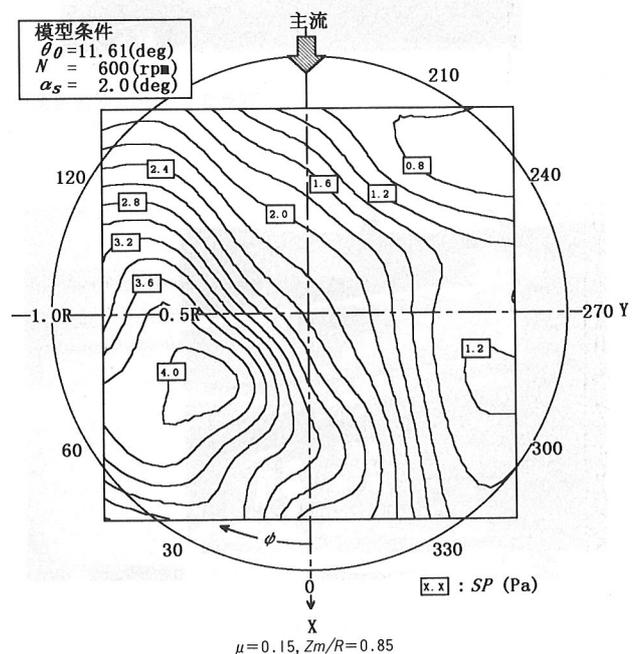
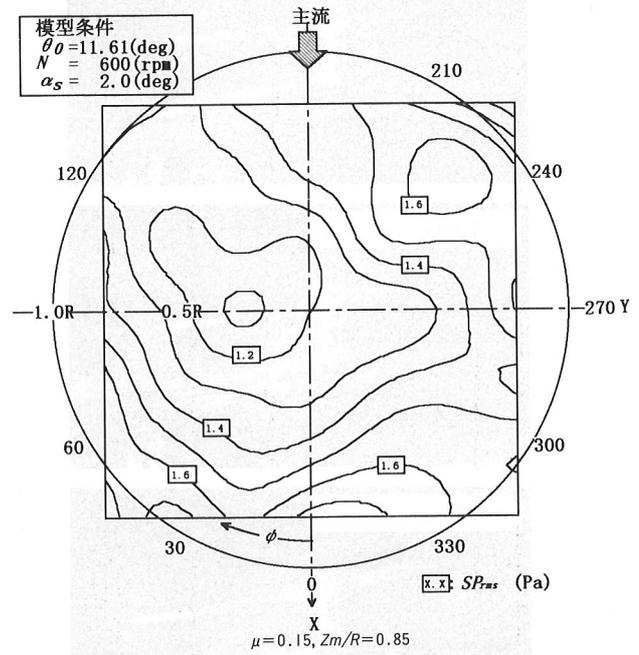


図5 ロータ面付近での騒音波形



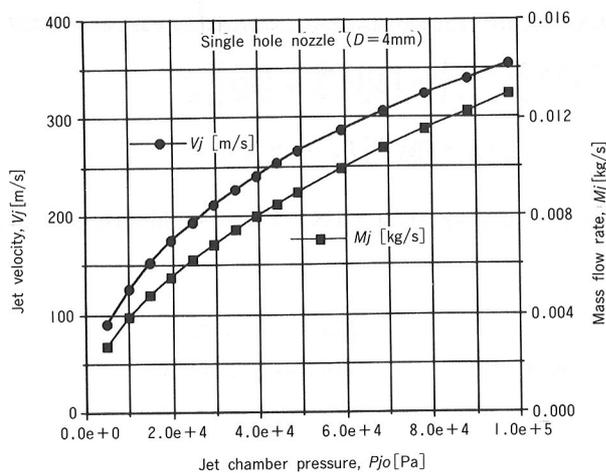
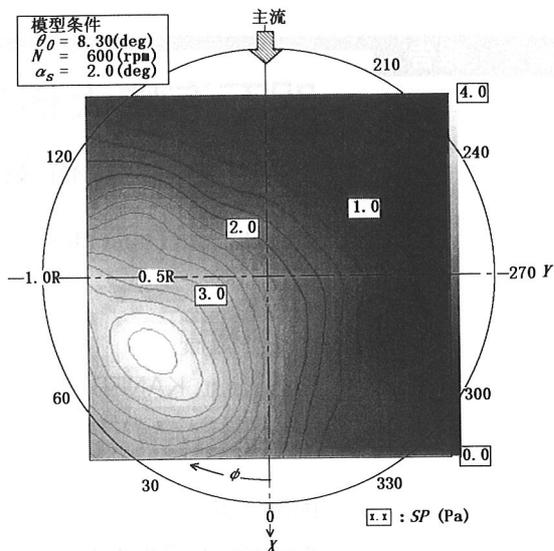
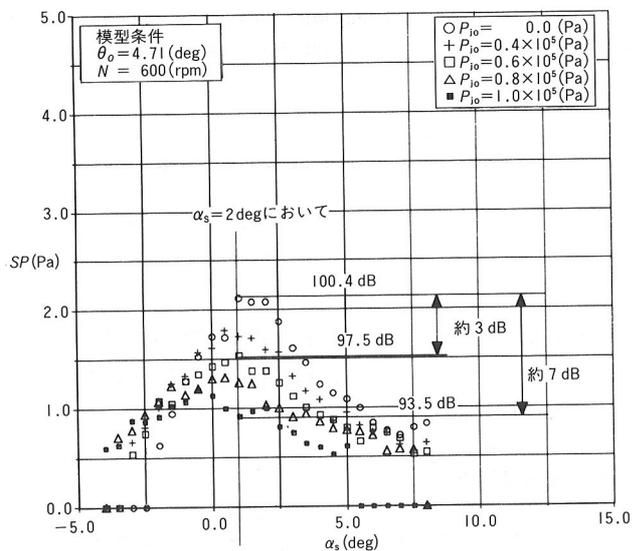


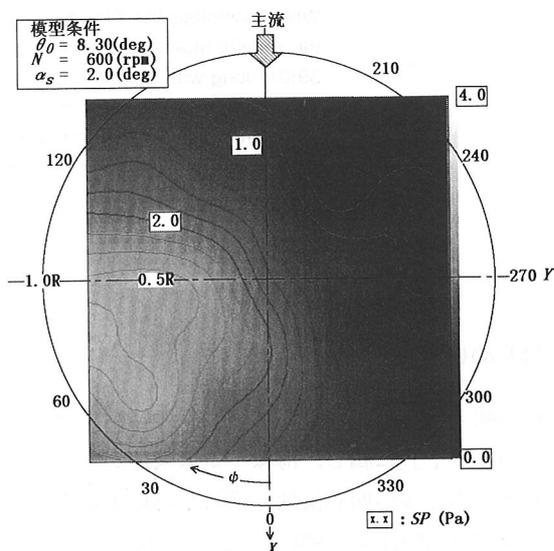
図8 ブレード内圧力と吹き出し流速, 流量との関係



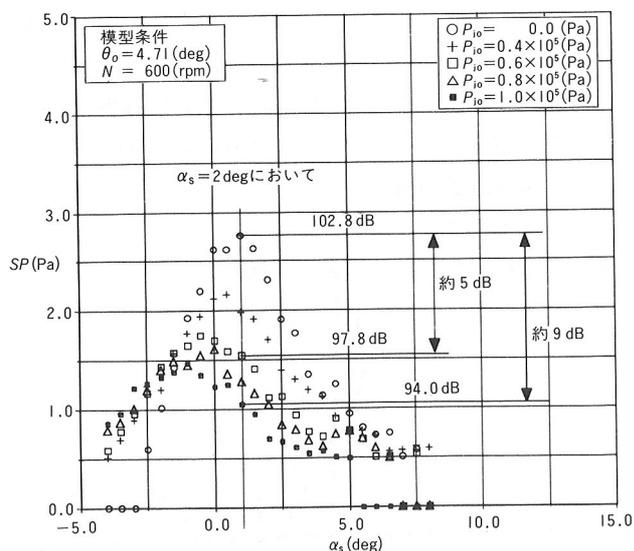
(a) 吹き出し無し



(a) 進行率 $\mu = 0.16$ の場合



(b) 吹き出し有り (内圧1気圧)



(b) 進行率 $\mu = 0.17$ の場合

図9 吹き出しによるピーク値幅の変化

図10 ロータ面上でのピーク値幅分布

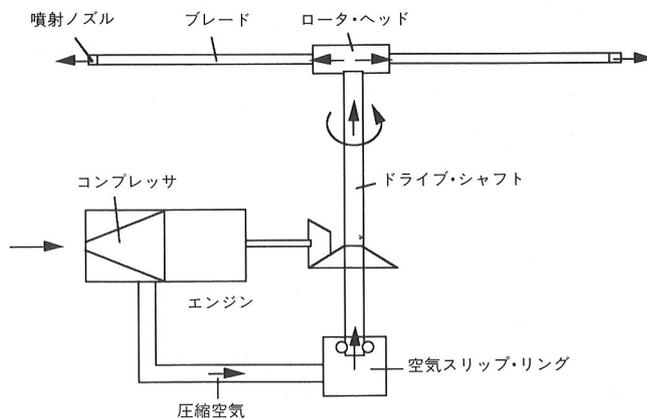


図11 実機への応用システムの構成概念図