

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの研究

小曳 昇, 齊藤 茂, 青山 剛史, 梁 忠模,
赤坂 剛史, 田辺 安忠

2008年2月

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

目 次

ABSTRACT	1
概 要	1
記号の説明	2
1. はじめに	2
2. アクティブ・タブについて	3
3. 風洞試験による固定翼形式でのアクティブ・タブ性能評価	4
(1) 目的	4
(2) 空力設計基準	4
(3) 風洞試験	4
(3-1) 2次元静特性風洞試験	4
(3-2) 2次元動特性風洞試験	6
(4) 固定翼形式でのアクティブ・タブ性能評価のまとめ	10
4. 風洞試験による回転翼形式でのアクティブ・タブ騒音低減効果についての評価	10
(1) 目的	10
(2) 風洞試験	10
(3) 回転翼形式でのアクティブ・タブ風洞試験結果と考察	12
(4) 回転翼形式でのアクティブ・タブ性能評価のまとめ	14
5. CFDによるアクティブ・タブ騒音低減効果についての解析	14
(1) 計算法	14
(2) 解析結果と考察	15
(2-1) ブレード揚力への影響	15
(2-2) 翼端渦の挙動への影響	18
(3-3) BVI騒音への影響	20
(3) CFDによるアクティブ・タブ騒音低減効果についての解析のまとめ	21
6. まとめ	22
参考文献	22

ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの研究*

小曳 昇^{*1}、齊藤 茂^{*1}、青山 剛史^{*2}、梁 忠模^{*2}

赤坂 剛史^{*3}、田辺 安忠^{*4}

Research Activities of Active Tab for Helicopter Noise Reduction*

Noboru KOBIKI^{*1}, Shigeru SAITO^{*1}, Takashi AOYAMA^{*2}, Choongmo YANG^{*2}

Takeshi AKASAKA^{*3} and Yasutada TANABE^{*4}

ABSTRACT

This paper presents the activities of Active Tab joint research/development program and the experimental and analytical results, which have been performed by JAXA and Kawada Industries Inc. since 2002 in order to pursue an original technological solution for helicopter noise reduction. The experimental results show that Active Tab has the efficient capability to control the rotor noise about 3dB and that the Active Tab is one of the promising techniques for rotor noise reduction.

Simultaneously, the effect of Active Tab on blade lift, tip vortex, and noise is numerically analyzed in hover and forward flight conditions of helicopters. A 3D unsteady Euler CFD code and an acoustic code based on the FW-H formulation¹ are applied. The grid generation is conducted in every time step of unsteady CFD calculation in order to simulate the motion of Active Tab. The analytical results clearly show that Active Tabs with tab angle have a great possibility of controlling miss-distance at the BVI (Blade/Vortex Interaction) event enough to reduce BVI noise by changing blade lift.

Keywords: helicopter, BVI, Active Tab, CFD, FW-H

概 要

JAXA と川田工業株式会社が、独自のヘリコプタ騒音低減技術開発のため 2002 年より実験・解析の両面から共同研究で実施しているアクティブ・タブについての研究結果について報告する。実験結果より、アクティブ・タブが約 3dB の騒音制御能力を有しており、ヘリコプタ騒音低減技術として有望であることを実証した。同時に、ホバ及び前進飛行条件におけるアクティブ・タブのブレード揚力、翼端渦、騒音に対する効果を数値解析により評価した。数値解析には 3次元非定常オイラー CFD コード及び FW-H 式の formulation¹ に基づく音響解析コードを用いた。アクティブ・タブの動きに対応するため、CFD 計算の各時間ステップで計算格子を時々刻々切り直している。解析結果から、下反角を付したアクティブ・タブが BVI (Blade/Vortex Interaction) 発生時にブレード揚力を変化させることによるブレード/渦間距離の増大を可能とし、BVI 騒音低減に十分な効果のあることが明確に示された。

* 平成 19 年 12 月 3 日受付 (Received 3 December, 2007)

*1 航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム (Operation and Safety Technology Team, Aviation Program Group)

*2 総合技術研究本部 計算科学研究グループ (Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology)

*3 川田工業株式会社 (KAWADA Industries, INC.)

*4 川田工業株式会社 (現 航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム) (KAWADA Industries, INC. (Presently, Operation and Safety Technology Team, Aviation Program Group))

記号の説明

b	ブレード枚数、翼幅
bt, b _T	タブ幅
c, C	翼弦長
ct	タブ弦長
Cd	抗力係数
Cm	ピッチングモーメント係数
Cl, C _L	揚力係数
C _L	揚力係数 (タブ有り)
C _{L0}	揚力係数 (タブ無し)
Cp	ブレード表面圧力係数
C _T	ブレード揚力係数 (タブ有り)
C _{T0}	ブレード揚力係数 (タブ無し)
k	動特性風洞試験で得られた揚力係数増加量の 2次元変換係数
L _t	タブ弦長
M _l , M _{up}	翼端マッハ数
M _∞	一様流マッハ数
P	ブレード表面圧力
P _s	静圧
P _t	HHC 周波数
q	85%R での風速 0m/sec での動圧
r _T	タブのブレードスパン方向取付位置
R	ロータ半径
T _t	タブの厚み
x _t	タブ取付位置
Z _C	ブレード翼弦長 (C) で無次元化したミスディ スタンス
α	迎角
δ, δ _t	タブ角度 (静特性風洞試験模型及び CFD 解析 でタブが有する下反角)
δ _{AT}	アクティブ・タブ変位
θ _{AT}	アクティブ・タブ振幅
φ _{AT}	アクティブ・タブ位相
θ _{HHC}	HHC によるブレードピッチ角
θ ₀	HHC 振幅
Δ Cl	揚力係数増加量 (Cl タブ付き - Cl タブなし)
Δ Cp	各ロータ・アジマスにおける Cp の変動量
Δ Cp _{max}	Pressure Fluctuation Index
Δ m.d.	タブ有り無しでの翼端渦中心の距離
Ω	ロータ回転速度
φ	ロータ・アジマス
φ ₀	HHC 位相角

1. はじめに

ヘリコプタはその垂直離着陸特性やホバリング能力の有
有用性から、救急・救難・報道・輸送などわれわれがそ

の活躍を実感できる種々の場面で広く用いられてきてい
る。しかしながら、ヘリコプタの発生する騒音問題から
運航が制約されており、その能力を発揮できる分野で十
分普及しているとは言い難い。

ヘリポート周辺や飛行経路下での騒音を飛躍的に低減
することで高いパブリック・アクセプタンス (周辺コミ
ュニティーとの親和性) を得ることができ、かつ年々厳
格化される ICAO 騒音基準¹⁾ を余裕を持ってクリアでき
る技術的ソリューションが長い間期待されてきた。

ヘリコプタが発生する騒音の内、騒音被害が大きく、
その低減が既存技術による対処では困難な BVI 騒音につ
いては、各国のヘリコプタ・メーカーや研究機関がここ十
数年にわたってその低減技術の開発を最重要課題の一つ
として取り組んでいる。

このような状況の中、これまで HHC (Higher Harmonic
Control)^{2,3,4)}、IBC (Individual Blade Control)^{5,6,7)}、アクテ
ィブ・フラップ^{8,9,10,11)} やアクティブ・ツイスト^{12,13)} 等の
アクティブ技術がヘリコプタの騒音・振動低減技術とし
て提案・研究開発されている。これらの概要を図 1 に示す。

図 1 (a) に示す HHC では非回転側にあるアクチュエー
タによってブレード全体が翼根から駆動される。この方
式には 2 つの欠点がある。一つは、swash plate や空力音
響的に無益なブレード翼根側も駆動させるためアクチュ
エータに大きなパワが要求されることである。もう一つ
は、回転するブレードに生起させることのできるピッチ
角の高調波成分が、 $b \Omega$ と $(b \pm 1) \Omega$ に限定されること
である。ここで、 b と Ω は各々ブレード枚数とロータ回
転数である。

図 1 (b) に示す IBC でもブレード全体を翼根から駆動さ
せるが、アクチュエータが回転側にある方式である。こ
の方式は HHC の 2 つの欠点の内、前者をかなり改善し、
後者を完全に克服できるが、高圧・高流量の作動流体を
非回転側から回転側に伝達するための複雑な油圧システ
ムが必要となる。

図 1 (c) に示すアクティブ・フラップは、ブレード翼端
部の後縁に取り付けたフラップのみをこの付近に設置し
たスマート・アクチュエータで駆動させる方式で、これ
によって HHC や IBC と比較して低パワでの作動が可能
となる。この方式はスマート材料分野での近年の進歩に
よって可能となったものであるが、高 G 環境下でフラッ
プに十分な高調波振幅を発生させるための機構に技術課
題を有していたが、日本の ATIC が世界に先駆けて実大
ロータに搭載しての地上回転試験を実施して、技術的な
成立性を実証した⁸⁾。また、Boeing 社も実大ロータに搭
載しての地上回転試験を実施した¹¹⁾ 他、Eurocopter 社は
アクティブ・フラップを搭載した試験機を製作して飛行
試験を実施したことが報告されている¹⁰⁾。

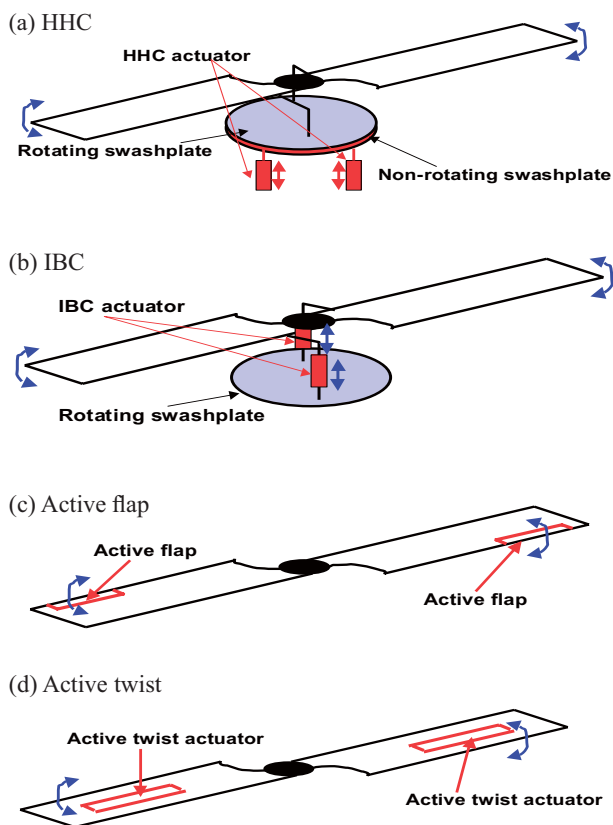


図1 現有のアクティブ技術

図1 (d) に示すアクティブ・ツイストはアクチュエータ・シートをブレード外皮下に埋め込むことによってブレードを直接ねじる方式である。アクチュエータとブレードの間に介在する機構が不要なため、ここに挙げたアクティブ技術の中では最もパワ効率の良いものとなる。現在、ロータ騒音低減に十分な振幅を発生させるための研究開

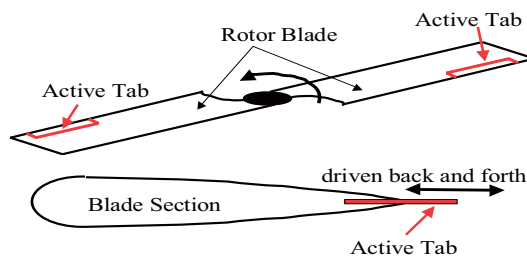


図2 アクティブ・タブの概要

発が続けられているところである。

2. アクティブ・タブについて

前述のアクティブ技術は、着陸時に発生してパブリック・アクセプタンスの面で大きな問題となっている BVI 騒音低減には有効であるが、上昇・水平飛行形態の騒音低減にはそれほど有効ではない。

JAXA と川田工業株式会社はこの問題に対処するため、上昇・水平飛行・着陸の全ての飛行形態での騒音低減に有効なアクティブ技術である「アクティブ・タブ」を提案し、その研究開発を共同で行った¹⁴⁾。

アクティブ・タブの概要を図2に示す。アクティブ・タブはブレード後縁部に取り付けられ、前後に往復駆動させることで可変面積効果によって効率よくブレード揚力を増減させることができ、この効果によって BVI 騒音や振動を低減させるものである。かつ空力抵抗も少なく、駆動力もタブ自体を動かす慣性力だけで十分な機構を有する。また、アクティブ・タブはある一定の変位を固定する静的な作動を行うこともでき、このことによって全ロータ・アジマスでブレード揚力に一定の増加を生じさ

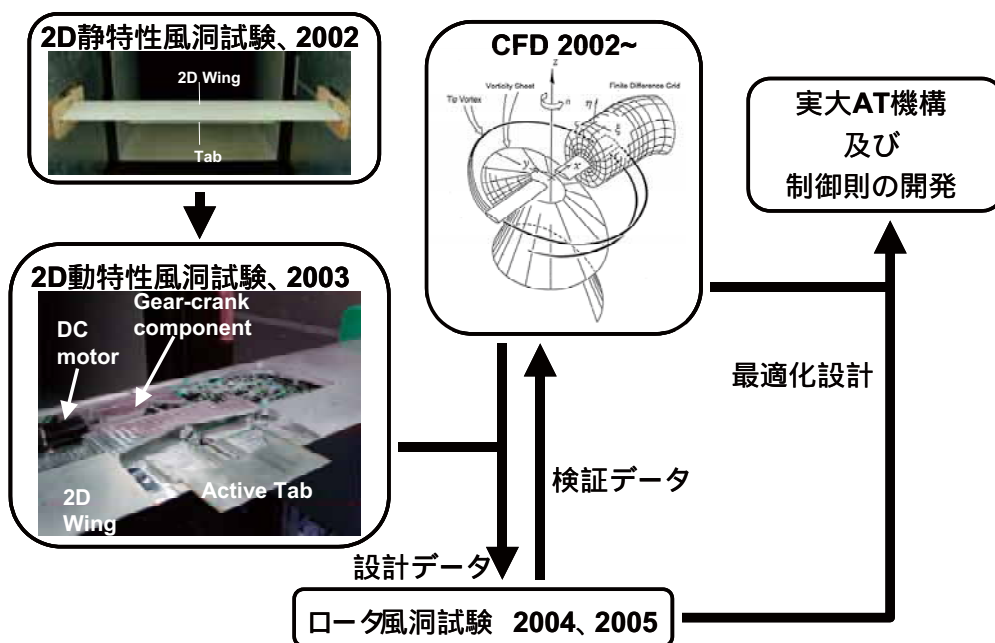


図3 アクティブ・タブ研究計画

せることが可能である。この余剰分の揚力により、ロータ回転数を減らすことができ、上昇・水平飛行時の騒音低減も可能となる。

研究計画の概要を図3に示す。第1段階として、アクティブ・タブ作動によるブレード揚力制御能力から、現実的サイズのアクティブ・タブでロータ騒音低減が可能であることを確認するため、2002年から2003年にかけて川田工業株式会社の多目的風洞橋梁側測定洞(2 m × 2.5 m、固定壁)において2次元静・動特性風洞試験を実施してアクティブ・タブの基本的な空力特性を評価した^{15,16)}。

次の段階として2004年から2005年にかけて、アクティブ・タブがロータに装備された形態で騒音低減用アクティブ技術として有望であることを確認するため及びCFDへの検証データを取得するため、川田工業株式会社の多目的風洞施設航空用計測洞(2.5m × 2.5m、開放型)においてロータ風洞試験を行った^{17,18,19,20,21)}。

また、2002年からCFDによるアクティブ・タブの空力特性評価を行い、ロータに装備ための形状諸元設定を支援した^{22,23,24)}。

3. 風洞試験による固定翼形式でのアクティブ・タブ性能評価

(1) 目的

この段階での目標を以下のように定めた。

- 1) 2次元静特性風洞試験でアクティブ・タブの基礎的な静的空力特性を把握する。
- 2) 2次元動特性風洞試験でアクティブ・タブによる非定常な動的空力特性を把握する。
- 3) 風洞試験結果からアクティブ・タブの騒音低減能力について有効性を確認する。

(2) 空力設計基準

騒音計測することなく風洞試験によってロータ騒音を低減できるアクティブ・タブの空力特性を評価する必要があるため、評価するにあたりアクティブ・タブに要求される2つの基準を次のように設定した。

- 1) 揚力制御能力；コントロールに必要な揚力係数は0.3以上の増加量

ロータ・ブレード端部のピッチ角の変化でそこでの局所的な揚力が変化して強い吹き下ろしが生じるので、ブレードから吐出する翼端渦と干渉するブレードとの距離が大きく離れてBVI騒音が低減する。BVI騒音低減に向けたHHC研究でその効果がすでに示されていて、BVI騒音低減に効果的なブレード端部のねじれ角度は約3 degであると報告されている^{25,26)}。一般的な翼型の揚力傾斜

が0.1 /degとすれば、HHCの場合にブレード端部で生じるコントロールに必要な揚力係数の変化量は0.3であり、アクティブ・タブをブレード端部に取り付けた場合、騒音低減に必要な揚力係数の変化量は同様に0.3であると設定した。

- 2) 構造上の制限；アクティブ・タブの突出量は8～15% c (c: 翼弦長)

アクティブ・タブの大きさはブレードの構造的な制限とタブを作動するアクチュエータのパワで決定される。小さな突出量のアクティブ・タブではブレード後縁の薄い構造部内に機構部を収納する困難さがあり、大きな突出量のアクティブ・タブでは大きなパワのアクチュエータが必要であることからこの突出量を設定した。

(3) 風洞試験

(3-1) 2次元静特性風洞試験

アクティブ・タブの基礎的な効果を明らかにするため、川田工業株式会社所有の多目的風洞橋梁側測定洞(2 m × 2.5 m、固定壁)で2次元静特性風洞試験を行った。図4に風洞に設置した2次元翼模型を示すように、タブは2次元翼模型の後縁部に取り付けられている。

1) 試験模型

風洞試験模型とタブ条件の諸元を表1に示す。タブはアルミ板で形成され、幅・弦長・角度を変化させたものをそれぞれ用意した。

タブを翼模型に取り付けた状態での概略および名称の定義を図5に示す。また角度付きタブを図6に示す。図6に示すように、タブ模型は2次元翼後縁部下面に沿って取り付くように折り曲げてありタブ部と接面部に別れ、接面部は図5に示すように翼後縁に取り付けた。

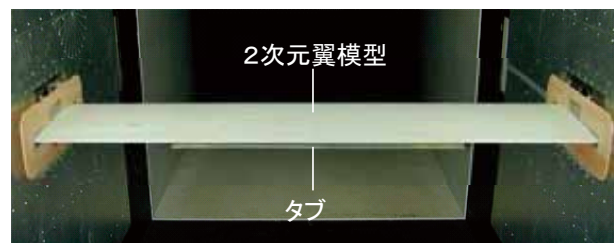


図4 風洞内に設置した2次元翼模型(後方視)

表1 静特性風洞試験模型とタブ条件

2次元翼模型		タブ	
翼型	NACA0012	タブ幅bt	6, 12, 25, 50, 100 %b
翼幅b	1.62 m	タブ弦長ct	2.5, 5, 10, 15 %c
翼弦c	0.4 m	タブ角度δ	0, 3, 6 度
		取付位置xt	90, 100 %c

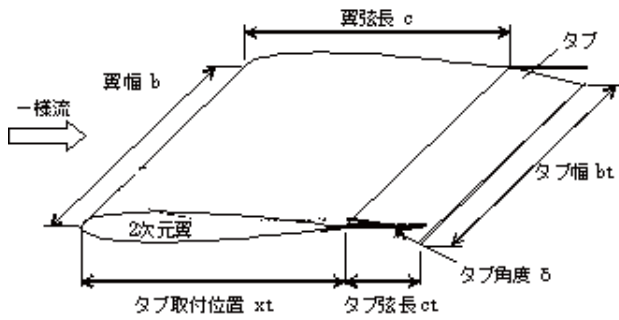


図5 アクティブ・タブの取り付け概略および定義

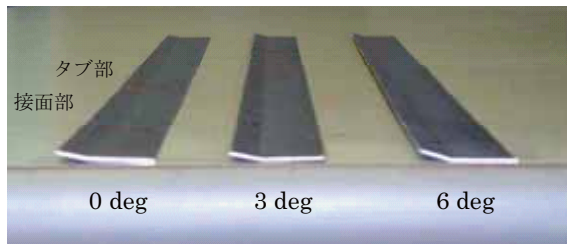


図6 タブ模型の概略 (タブ弦長 0.1 %c)

2) 試験条件

風洞は最大風速 50 m/s の性能を有しているが、翼模型迎角を大きくすると 3 分力天秤の許容荷重を超えてしまうため、大迎角でも試験可能な次の試験条件で実施した。

風速 20 m/s (レイノルズ数 4.6×10^5)

迎角 $-17 \text{ deg} \sim +17 \text{ deg}$

3) データ計測およびデータ処理

2次元翼模型の両翼端部を風洞壁外側にある 3 分力天秤にそれぞれ取り付け、揚力・抗力・ピッチングモーメントを計測した。

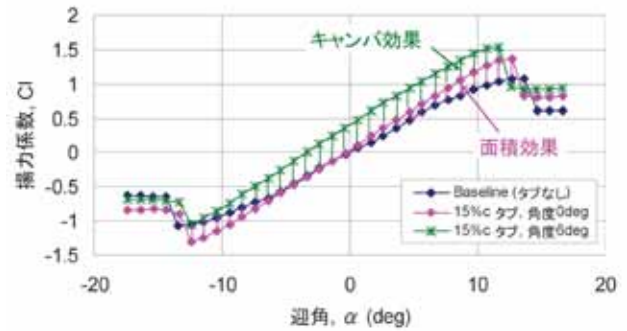
天秤からのアナログ信号は 100 Hz のサンプリング周波数で 2 秒間計測し、その平均値を定常的な空力データとした。2次元翼模型は 50 %c 位置で天秤に取り付けているので、ピッチングモーメント係数は 25 %c まわりで処理している。

4) 2次元静特性風洞試験の結果と考察

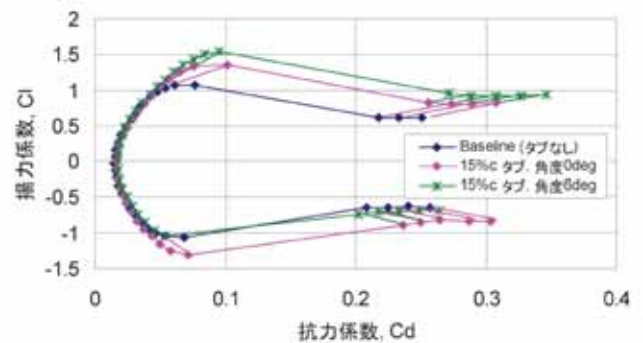
タブ弦長とタブ角度をパラメータにしたときの迎角に対する空力静特性を図7に示す。

このときのタブ幅は翼幅と同じ長さ 100 %b である。図7(a)の揚力特性より、タブなしである Baseline に比べ、15 %c でタブ角度 0 deg および 6 deg は揚力傾斜が大きくなっている。

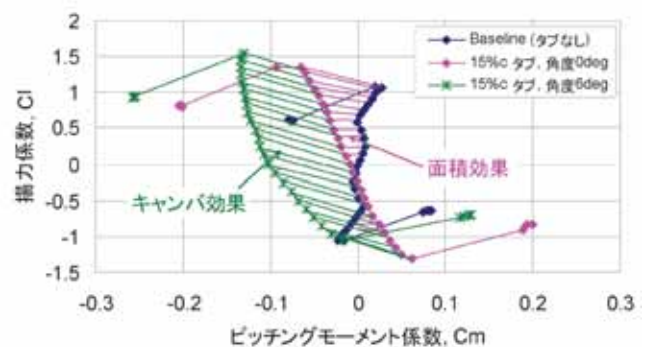
タブを取り付けたことで翼弦長が増える「面積効果」が生じ、結果として Baseline より「15 %c タブ、角度 0 deg」の揚力傾斜が大きくなる。これは揚力を無次元化するパラメータである翼面積が重要な点であり、タブ付き揚力データの無次元化に Baseline 時の翼面積を用いるの



(a) 揚力特性



(b) 抗力特性



(c) ピッチングモーメント特性

図7 アクティブ・タブの空力静特性;タブ幅 100 %b

で等価的に揚力係数が増し、したがって翼弦長が 15% 増加すると等価的に揚力傾斜が約 15% 増加することになる。「15 %c タブ、角度 0 deg」と「15 %c タブ、角度 6 deg」の違いは、タブが曲がることで生じる「キャンバ効果」から生じる。薄翼理論より失速角以内の迎角において後縁 15 %c 部分が 6 deg 曲がると揚力係数は平均的に 0.3 増加することから、本結果が理由付けられる。

図7(b)の抗力特性より、15 %c でタブ角度 0 deg および 6 deg はタブなしである Baseline と失速角以内の迎角で重なっている。タブ取り付けによる抗力増加は揚力増

加に起因する誘導抗力が支配的であり、タブ取り付けによる大きなペナルティが含まれないことを示している。

図7(c)のピッチングモーメント特性より、後縁部にタブを取り付けて揚力が増加すると、ピッチングモーメントが負に増加、すなわち頭下げモーメントを生じる。このことは、ブレード弦長が後方に長くなったことにより空力中心が後方に移動するがピッチングモーメントは前縁から25%*c*まわりで計算していることと、タブ曲げ角度によってタブ位置における空気力が上向きに生じることに起因する。

タブ幅が変化したときの揚力増加比について図8に示

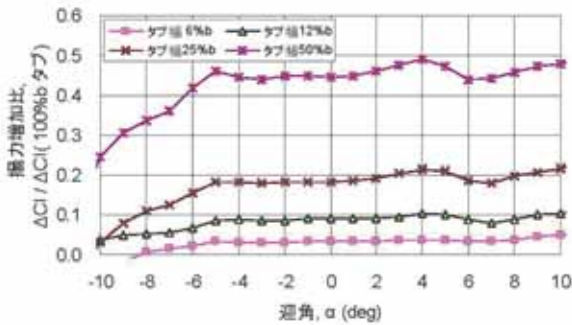
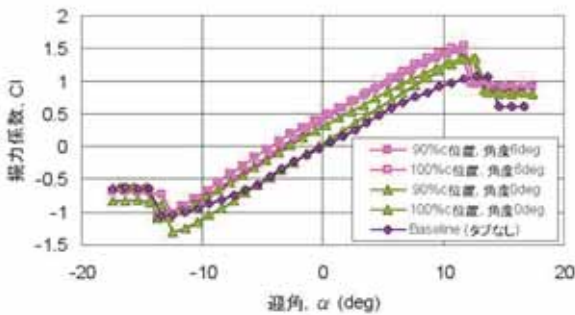
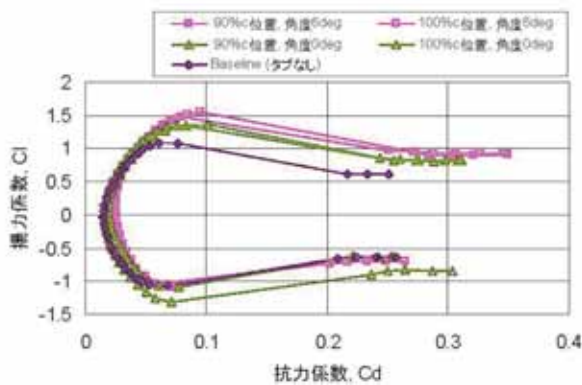


図8 タブ幅に対する揚力増加比；タブ弦長 10%*c*



(a) 揚力特性



(b) 抗力特性

図9 タブ取付位置における空力静特性；タブ弦長 15%*c*、タブ幅100%*b*

す。迎角 -4deg 以上では、タブ幅比 0.25 までは線形的に揚力増加比が増加し、タブ幅比 0.5 以上になると更に揚力比が増加してタブ幅比に近づくと推察される。

図9にタブを90%*c*に取り付けたときの空力静特性を示す。図9(a)の揚力特性より、90%*c*位置にタブを取り付けると、タブ角度 0 deg ではBaseline と比べ失速角以内の迎角では一様に揚力係数が増加し、これはスプリット・フラップと同様の効果と考えられる。

タブ角度 6 deg ではさらに揚力係数が増加し、100%*c*位置のタブ角度 6 deg とほぼ同等の揚力特性を有している。一方、90%*c*位置にタブを取り付けたときの抗力特性は図9(b)より、100%*c*位置での特性とは異なり、失速角以内の迎角ではBaseline より抗力増加を示し、揚力増加に起因する誘導抗力以外の例えばタブと後縁との間での剥離による圧力抗力増加が生じていると推察される。

2次元静特性風洞試験で得られた結果から、アクティブ・タブの空力設計基準を検討するために、タブ角度をパラメータにして、タブ弦長に対するアクティブ・タブの揚力係数増加量について整理して図10に示す。同図の斜線内部はアクティブ・タブの設計基準であり、これら構造上の制限および揚力制御能力を満たすタブ形状は、タブ弦長がブレード弦長の8% (*ct/c* = 0.08) 以上の長さでタブ角度が6 deg であるとの結論を得た。

(3-2) 2次元動特性風洞試験

アクティブ・タブを作動させたときの非定常空力特性は定常的な空力特性と比べて揚力の大きさや位相に相違点が見られる可能性があるため、それを明らかにするために2次元静特性風洞試験同様、川田工業(株)所有の多目的風洞橋梁側測定洞で2次元動特性風洞試験を行った。試験ではタブ弦長やタブ作動周波数をパラメータとした。

1) 試験模型

アクティブ・タブ動特性風洞試験に用いた供試体およびタブの諸元を表2に示す。2次元翼模型は静特性試験

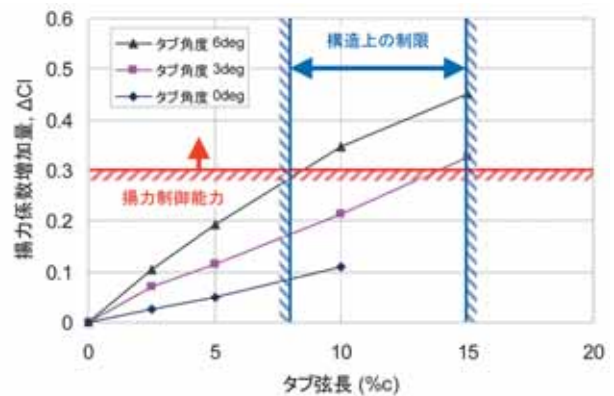


図10 静特性試験からのアクティブ・タブの空力設計基準；迎角 6 deg.

表2 動特性風洞試験供試体とタブ条件

2次元翼模型		アクティブ・タブ	
翼型	NACA0012	タブ幅bt	12.5 %b
翼幅 b	1.62 m	タブ振幅	2.5, 5, 7.5, 10 %c
翼弦 c	0.4 m	作動周波数	0 ~ 40 Hz
圧力孔位置: 0, 2, 6, 11, 17, 24, 42, 60, 85 %c の上下面			

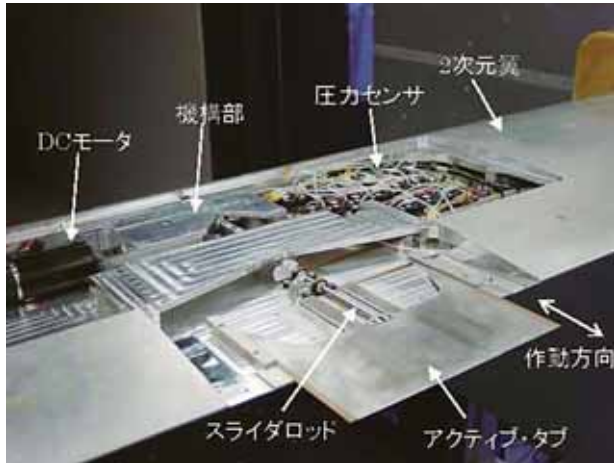


図11 風洞に設置した2次元翼模型 (後方視)

で用いた模型と同様の大きさである。図11に風洞に設置した供試体を示す。同図は翼模型の上面を開放している状態で、アクティブ・タブの作動機構やセンサ類の配置を示している。

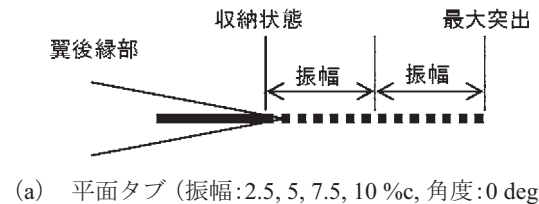
アクティブ・タブの作動方法は、DCモータの回転運動が機構部に伝達され、クランク機構を有する機構部によって往復運動に変換し、翼後縁からアクティブ・タブが進退運動するものである。タブの作動振幅は、機構部のクランク長を調整しタブを交換して変更する。タブの作動周波数はDCモータへの入力電圧によって調整する。タブの進退角度は0 degであり、すなわち翼弦線に対して平行に進退運動をする。

翼面には翼幅中央位置で前縁から後縁方向に上下面合わせて17個の圧力孔があり、また動的な圧力計測を行うために圧力センサを翼模型に内蔵している。アクティブ・タブの作動に影響を与えずにその変位を計測するには非接触センサが有効であるため、レーザ変位計を用い翼模型に内蔵している。

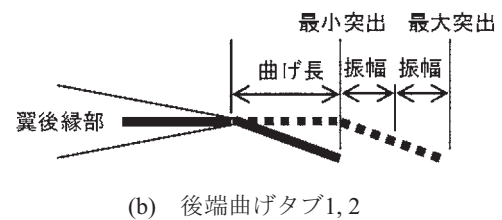
アクティブ・タブの形状と作動パターンを図12に示す。同図よりタブには図12(a)の平面タブと図12(b), (c)の後端曲げタブの2種類の形状のものを使用した。平面タブは平面状のタブであり翼弦線に対して水平に進退し静特性試験のタブ角度0 degに相当する。後端曲げタブはタブ後端を折れ曲げたタブであるが、翼弦線に対して平行に進退するので、最小突出時は翼後縁内に収納されない。表3に後端曲げタブの種類を示す。曲げ長と曲げ角度がそれぞれ2種類ごとに分かれている。

表3 後端曲げタブ

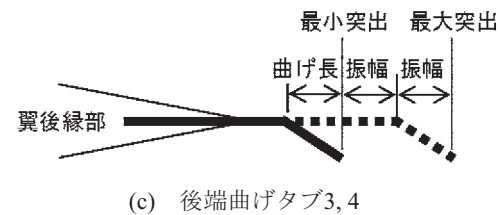
アクティブ・タブ	曲げ長	曲げ角度
後端曲げ1	5 %c	5 deg
後端曲げ2	5 %c	10 deg
後端曲げ3	2.5 %c	5 deg
後端曲げ4	2.5 %c	10 deg



(a) 平面タブ (振幅: 2.5, 5, 7.5, 10 %c, 角度: 0 deg)



(b) 後端曲げタブ1, 2



(c) 後端曲げタブ3, 4

図12 アクティブ・タブの形状と作動パターン

2) 試験条件

翼模型は作動部やセンサ部等によって前述2次元翼模型より質量が重くなり、3分力天秤の許容荷重内で試験を行うためには風速によって迎角を制限しなければならず、表4に示す試験条件でデータ計測を行った。

実機に想定したアクティブ・タブの reduced frequency は約0.15 (4 / rev 相当) であるが、アクティブ・タブの空力特性を把握するために風洞試験ではさらに高い reduced frequency について評価した。

表4 動特性風洞試験条件

迎角 (deg)	風速 (m/s)	作動周波数 (Hz)
3	20, 40	2, 5, 10, 20, 30, 40
6	20, 40	
9	20	
12	20	

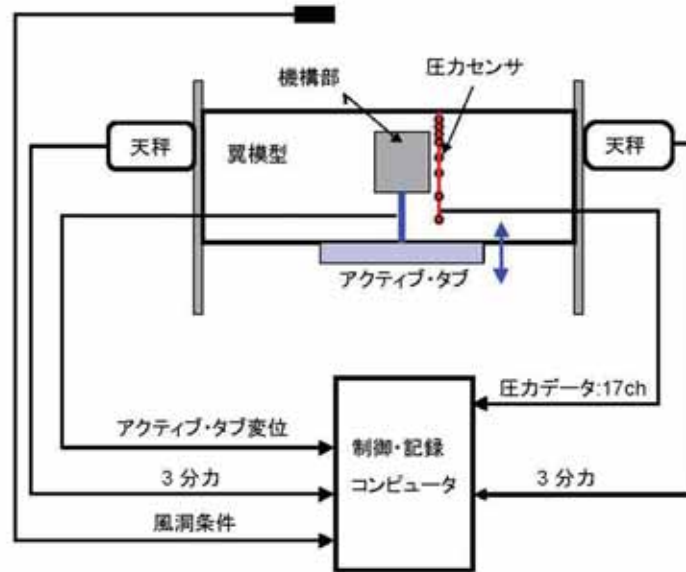


図 13 計測システム

3) データ計測

図 13 に計測システムを示す。2次元静特性風洞試験同様に、2次元翼模型の両翼端部は風洞壁外側にある3分力天秤にそれぞれ取り付けられ、翼模型両端の3分力天秤により揚力・抗力・ピッチングモーメントの非定常空気および翼面上にある17個の圧力を計測した。アクティブ・タブの変位はレーザ変位計で計測した。これらの空力データとアクティブ・タブの変位は、時間履歴データの波形数が20周期分になるように、タブの作動周波数に応じて128～2,560 Hzのサンプリング周波数で計測した。

4) データ処理

アクティブ・タブ作動時の空力データを取得するためには、次のデータが必要である。

- ①ウエイトデータ
- ②無風時、アクティブ・タブ作動データ
- ③風速あり、アクティブ・タブ作動データ

上記の③から①または②を差し引きして時間履歴の空力データが求められる。次にタブ変位の時間履歴データから周期を算出し、空力時間履歴データのアンサンブル平均を求めた。

タブ幅は有限長さ(12%*b*)なので、揚力係数増加量 ΔC_l を2次元データとして扱うために次の処理を行った。

$$\Delta C_l \approx (C_l \text{ タブ付き} - C_l \text{ タブなし}) \times k$$

図 8 に示したタブ幅比と揚力増加比の結果(タブ幅12%*b*時に揚力増加比が0.09～0.1)に基づくくと $k=10$ 程度となるが、ここでは安全側の推算から k を単純にタブ幅と翼幅との比の概数である8.0を用いた。

5) 2次元動特性風洞試験の結果と考察

前述したように、各々の試験ケースにおいて、計測し

た14周期以上のタブ変位および空力データに関する波形データのアンサンブル平均をとってデータ処理を行った。

時間履歴のアンサンブル平均の有効性を確認するために一例として図 14 にアクティブ・タブ作動時におけるタブ変位のアンサンブル平均(図 14(a))と、揚力の処理前データ(図 14(b))、揚力のアンサンブル平均(図 14(c))を比較して示す。

揚力はアクティブ・タブの突出量に連動し、タブ突出量が大きくなるにつれて揚力が大きくなるが示されている。同図の横軸に使われているタブアジマス角は0 deg がタブ最大突出時に相当し、180 deg がタブ翼模型収納時に相当する。

図 14(a)のアクティブ・タブ変位の時間履歴はsin波形であるが、図 14(b)、図 14(c)の揚力の時間履歴は0 deg と180 deg においてsin波形頂点がつぶれた形になっている。これはアクティブ・タブ突出量が小さい時(タブアジマス180 deg 付近)は後縁近傍の境界層にタブが埋没すること、アクティブ・タブ突出量が大きい時(タブアジマス角0 deg 付近)は、翼本体後縁部に設けてあるタブ進退のためのスロットとタブ間の隙間のため、タブ後縁部が上向きに変形することで揚力増加が抑制されることが一因と推察される。

図 15 に後端曲げタブの揚力動特性を示す。 ΔC_l はbaselineからのアクティブ・タブ作動による揚力係数増加量であり、位相は各アクティブ・タブ作動周波数において揚力値が最小となるタブアジマス角である。

同図より、アクティブ・タブの作動周波数が増加すると、揚力増加量はわずかに増加する。これはアクティブ・タブによって誘起されて2次元翼模型が高周波数域で共振するためである。位相は概ねアクティブ・タブ作動周波数

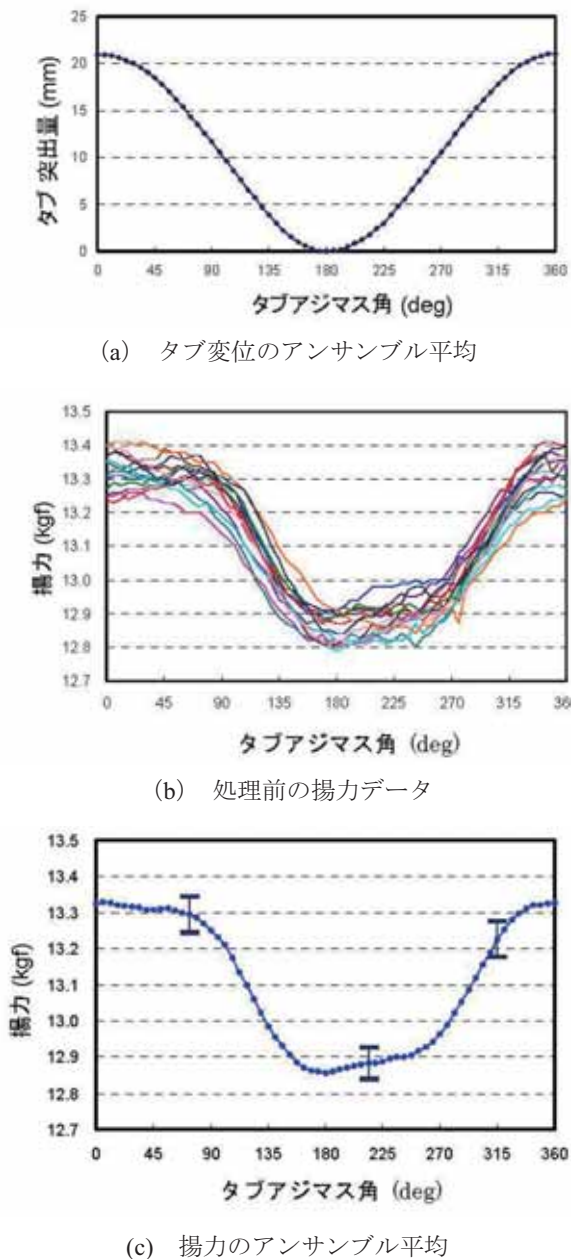


図14 アンサンブル平均の確認
風速20 m/s, 迎角 9 deg., 作動周波数 30Hz,
振幅 2.5%*c*

によらず不変であるが、揚力増加量と同様に、アクティブ・タブ作動周波数が大きくなると、位相が増加する。揚力増加特性に基づく位相は約 180 deg であるべきであるが、試験値は 200 deg 程度である。これは図 14 に見られるように、アクティブ・タブの突出量が小さい時には空力変化を生じないため、実際の位相を特定するためのデータ処理が困難となることから起きている。

図 12 および表 3 で述べた後端曲げアクティブ・タブ形状によって揚力増加量に違いを与えていることが図 15 から見て取れる。同図に示されるように、大きな曲げ面積および曲げ角度は大きな揚力増加を生み、揚力増加が大

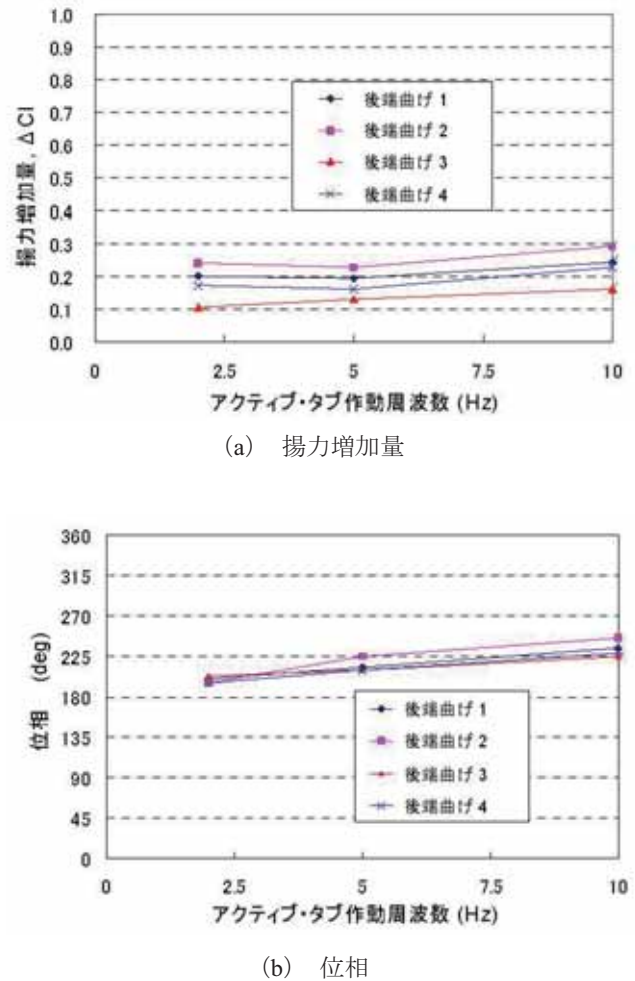


図15 後端曲げタブの揚力動特性; 風速 20 m/s,
迎角 9 deg

きな順にタブを並べると、後端曲げ 2、後端曲げ 1、後端曲げ 4、後端曲げ 3 となる。

アクティブ・タブがタブ収納時から最大突出に到達したときの揚力係数増加量を基にしてアクティブ・タブの要求仕様を検討したものを図 16 に示す。後端 5 % *c* の 5 deg 曲げおよび 10 deg 曲げのタブは振幅 2.5 % *c* で作動したが、最小突出時が収納状態にならないため、最大突出したときの揚力係数値とタブなしの値との差を示した。

同図はアクティブ・タブ動特性風洞試験供試体の制約からデータ点数が限られ、タブ弦長に対する揚力係数増加量は非線形であるが、タブ角度 0 deg の傾向に基づく、「後端 5 % *c*, 10 deg 曲げ」のデータからタブ弦長がブレード弦長の 11 % (*ct/c* = 0.11) 以上の長さで後端 10 deg 曲げがアクティブ・タブの空力設計基準を満たす。

静特性試験と動特性試験との違いは、図 12 に示す動特性試験の後端曲げ 10 deg が図 5 に示した静特性試験のタブのように翼型後縁から直ちに下反角を有する形状を厳密には再現していないためであると推察される。

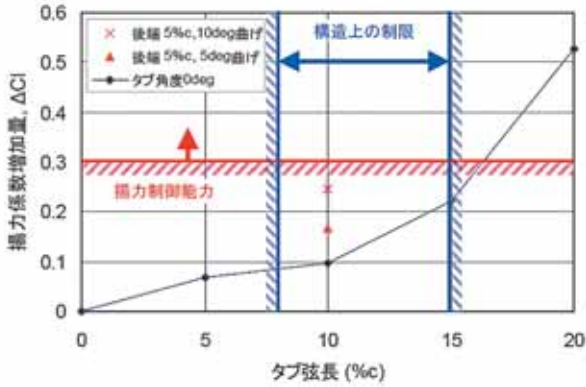


図16 動特性試験からのアクティブ・タブの空力設計基準

(4) 固定翼形式でのアクティブ・タブ性能評価のまとめ

2次元翼を用いた静特性および動特性風洞試験結果をまとめると次の通りである。

- 1) 回転翼騒音低減に対して十分な空力特性を発揮する要求仕様に基づく、静特性風洞試験よりタブ弦長がブレード弦長の8%で、タブ角度が6deg以上であることがアクティブ・タブの設計指標となる。タブ突出位置は、100%位置と90%位置では揚力特性は同等であるが、抗力特性は100%位置のほうが小さい。
- 2) 動特性試験よりブレード弦長の11%のタブ弦長で、後端10deg曲げがアクティブ・タブの設計指標となる。
- 3) 静特性試験および動特性試験から導いたアクティブ・タブ設計指標により、実現可能なタブサイズで回転翼騒音低減が可能であることが確認できた。

4. 風洞試験による回転翼形式でのアクティブ・タブ騒音低減効果についての評価

ここでは、このロータ風洞試験結果から得られたアクティブ・タブ空力特性と騒音低減効果についての知見をまとめる。

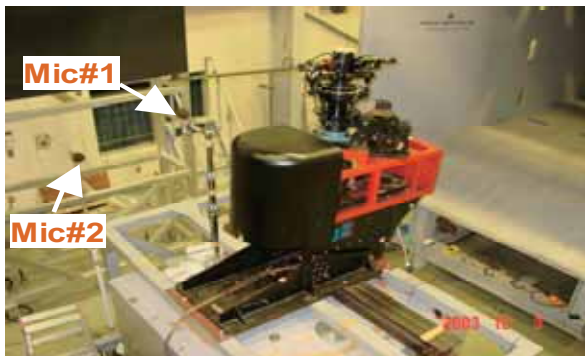


表5 1枚ロータ試験装置とアクティブ・タブの諸元

Hub type	rigid in flap and lead-lag
Rotor radius	1m
Blade chord	0.12m
Airfoil	NACA0012
Blade plan form	Rectangular
Blade twist	0deg.
Rotor speed	1200rpm (max)
Collective pitch	-5 to +15deg.
Cyclic pitch	0deg. (fixed)
Active Tab	Amp. : 24mm(max)
	Freq. : 20Hz
	Phase : variable
	Span : 80 ~ 98%R
	Plan form: fan shape
	Anhedral: 10deg.

(1) 目的

この段階での目標を以下のように定めた。

- 1) アクティブ・タブの騒音低減効果向上のため、アクティブ・タブによって生じられるブレード空力特性への影響を評価。
- 2) アクティブ・タブ用制御則にブレード空力特性を供する方法の検討。

(2) 風洞試験

川田工業株式会社の多目的風洞施設航空用計測洞(2.5m × 2.5m、開放型)においてJAXA所有の1枚ロータ試験装置にアクティブ・タブを搭載してロータ風洞試験を実施した。

1) 1枚ロータ試験装置

ロータ装置の概要を図17に、また主要な諸元を表5に示す。ロータはRotor drive motorで、またアクティブ・タブはHHC motorで駆動される。両者ともに電気モータで、各モータにあるエンコーダでアクティブ・タブ位相をロータ・アジマスと同調させる。本装置の詳細は参考

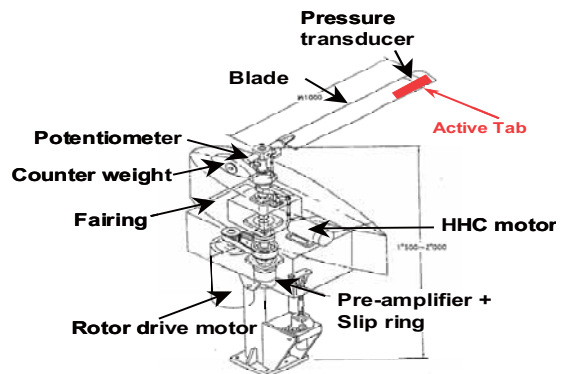


図17 1枚ロータ試験装置

文献 27 参照。

2) アクティブ・タブ供試体

アクティブ・タブを搭載したブレード供試体を図 18 に、主要諸元を表 5 に示す。アクティブ・タブは 80%R 位置を頂点とする扇形で、動圧が高い翼端部ほど変位が大きくなる形状とした。また、アクティブ・タブによる可変面積効果を補強するため 10deg の下反角を付与した。

アクティブ・タブ変位は以下のように定義した。

$$\delta_{AT} = \theta_{AT} \cos(2\Omega t - \phi_{AT})$$

ここで、

δ_{AT} : アクティブ・タブ変位 (deg.)

θ_{AT} : アクティブ・タブ振幅 (pre-set, deg.)

ϕ_{AT} : アクティブ・タブ位相 (deg. or rad)

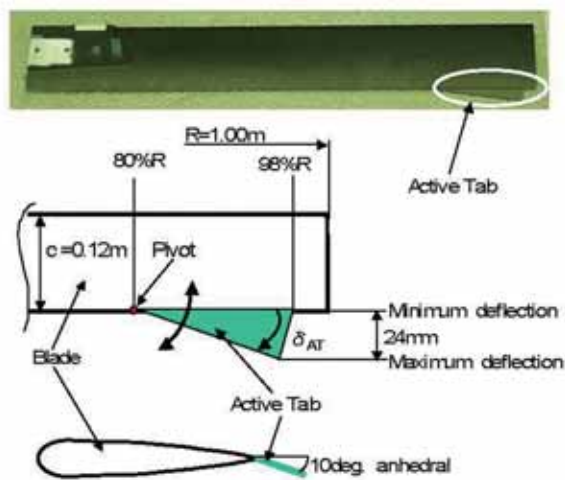


図 18 アクティブ・タブ供試体

Ω : ロータ回転速度 (rad/sec)

3) 試験条件

風速 : 18m/sec

風洞測定部 : 開放型

ロータ回転数 : 600rpm

コレクティブ・ピッチ角 : 4.3deg、サイクリック・ピッチ角 : 0deg

ロータ迎角 : 2deg (頭上げ)

アクティブ・タブ周波数 : 20Hz (2/rev)

アクティブ・タブ振幅 : 3.8deg

アクティブ・タブ位相 : 0 ~ 360deg 可変

4) 計測

主に 85%R 位置に配置した非定常圧力センサでブレード表面圧力を、また図 17 及び図 19 に示す位置に設置したマイクでロータ騒音を計測した。アクティブ・タブ変位はアクティブ・タブ頂点のやや翼根側に取り付けた

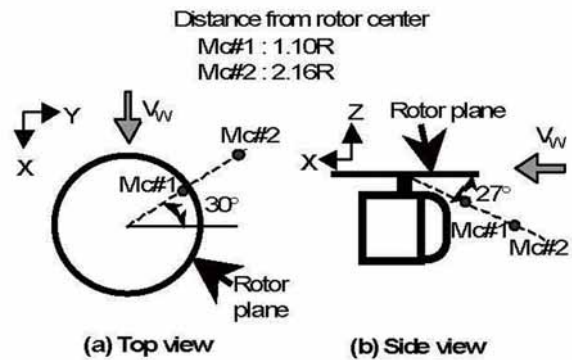


図 19 マイク位置

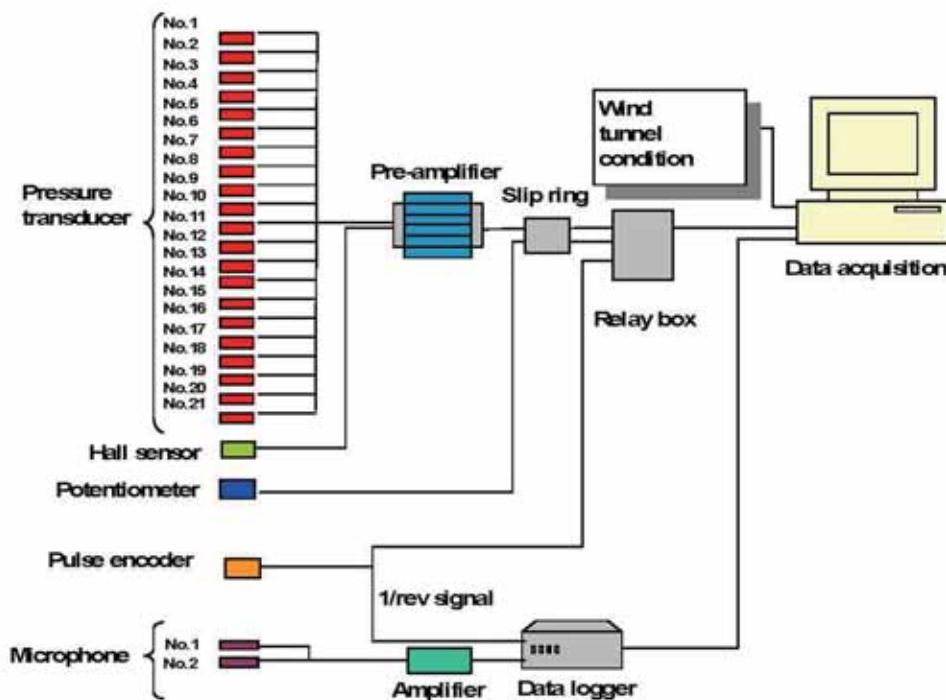


図 20 計測系

Hall センサで計測し、パルス・エンコーダによってロータ・アジマスを検出した。計測系の概要を図 20 に示す。

5) データ収集・処理

全ての計測項目は time domain で同時計測され、パルス・エンコーダの 1/rev 信号でロータ・アジマスに対応付け処理される。マイクの sampling rate は 10kHz、その他は 4kHz で、ロータ 40 周分の計測を行う。ランダムノイズを除去するため、アンサンブル平均をとりロータ回転による周期的な特性を評価できるようにした。

(3) 回転翼形式でのアクティブ・タブ風洞試験結果と考察

1) ロータ騒音

アクティブ・タブ位相のロータ騒音への影響を評価するため、Mic#1 で計測した騒音レベルを図 21 に示す。この図の全てのデータ・ポイントで風洞暗騒音を差し引いている。また、アクティブ・タブ on のデータ・ポイントではさらに HHC 機構の発生する機械騒音も差し引いてある。アクティブ・タブ位相 42deg で最大の騒音低減効果が得られ、アクティブ・タブ off と比較して 2dB ロータ騒音が低下している。ロータ騒音の最大値と最小値の差である騒音制御能力は 2.9dB であることが実証できた。

図 22 にアクティブ・タブなし (no AT)、アクティブ・タブありの場合の BVI 最大 (BVI max) 及び最小 (BVI min) を観測したアクティブ・タブ位相条件でのロータ回転 1 周分 (図 22 上図) と BVI 騒音部分を拡大表示 (図 22 下図) した音圧時系列を示す。

図 22 上図において、ロータ・アジマス 60deg 付近に音圧の鋭いピークが発生する BVI が捉えられている。ロータ・アジマス 120deg 付近の緩やかな音圧ピークはブレードがマイク (ロータ・アジマス 120deg に設置: 図 19 参照) に接近するために増大する翼厚騒音や荷重騒音と推定できる。BVI 部分を拡大した図 22 下図では、音圧 peak-to-

peak の大きさの差からアクティブ・タブとその位相が騒音に及ぼす影響が明確に確認できる。

このときの周波数特性として、4000Hz までの広い帯域での特性を図 23 上図に、また人の聴覚が敏感な 1000Hz 付近の拡大表示を図 23 下図に示す。アクティブ・タブ位相が BVI min の場合、広い周波数帯で騒音が低減されており、図 22 の傾向と良く一致している。

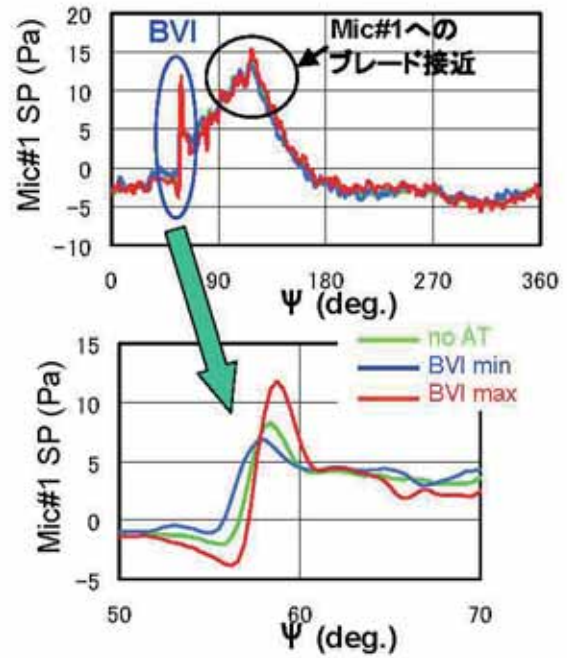


図 22 アクティブ・タブによる音圧特性への影響

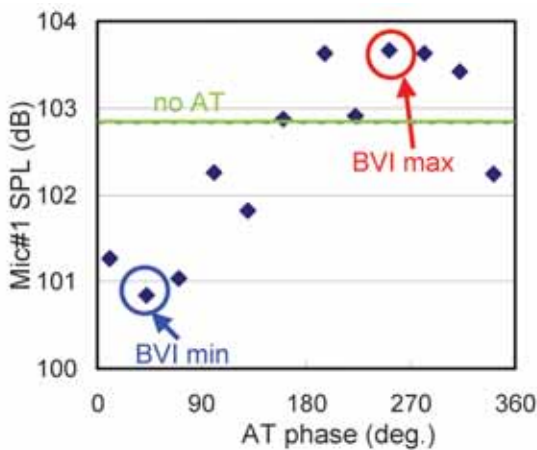


図 21 アクティブ・タブのロータ騒音低減効果

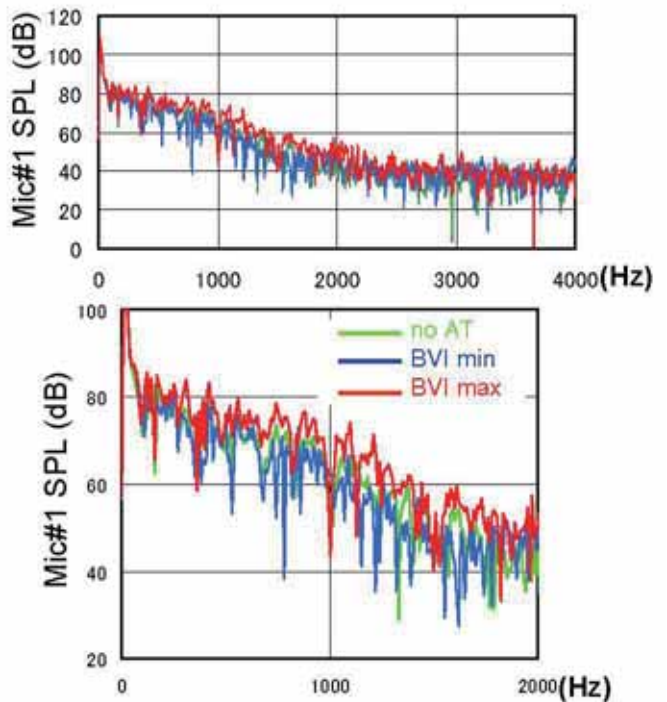


図 23 アクティブ・タブによる周波数特性への影響

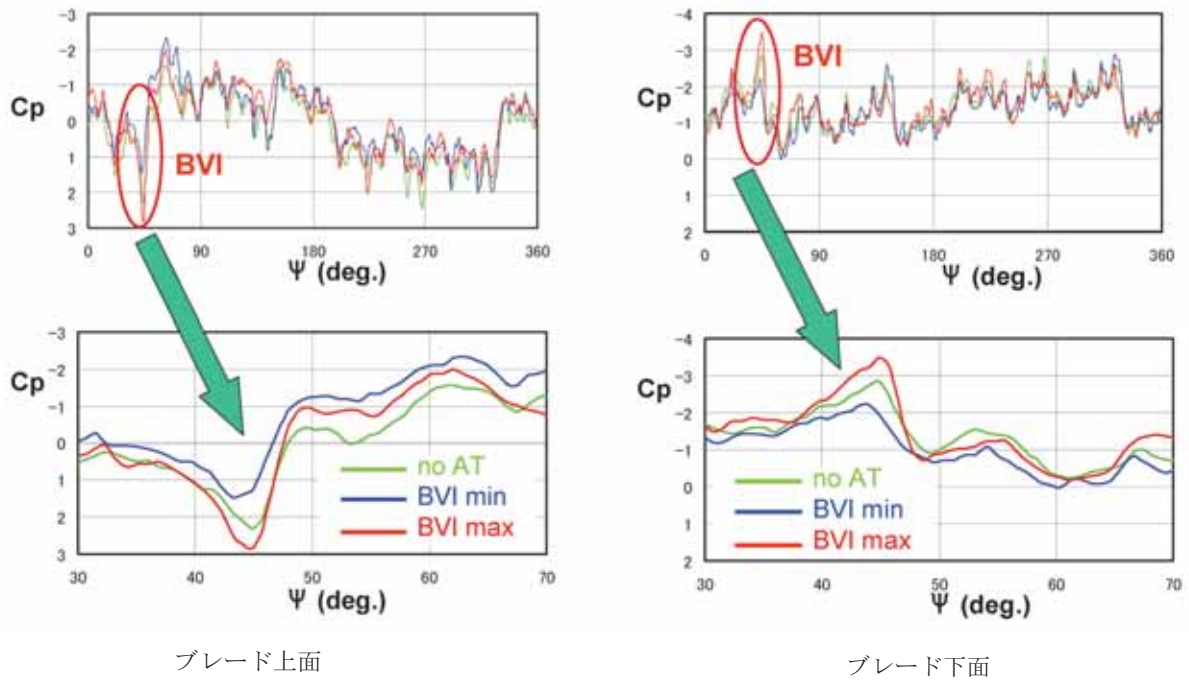


図 24 ブレード表面圧力特性 2.6%*c*、85%*R* 位置

2) ブレード表面圧力

図 24 に 2.6%*c*、85%*R* 位置での上下面のブレード表面圧力特性を示す。ブレード翼端渦の接近によって有効迎角が減少し、ブレードから渦が離れる時に有効迎角が増加していると推測される現象がロータ・アジマス 55deg 付近の急激な圧力変化として明確に捉えられている。図 22 で示した音圧の段差と同様に、圧力の段差にも BVI max>no AT>BVI min の関係があることが確認できる。

BVI 発生時の Cp 段差の大きさは、アクティブ・タブ on/off で差があるとともに、アクティブ・タブ位相によっても変化する。このことから、BVI 緩和効果を定量評価するための指標としてこの Cp 段差を用いるため、Pressure Fluctuation Index を導入する。

$$\text{Pressure Fluctuation Index} : \Delta C_{p \max} = \frac{\Delta C_p(\psi_i)}{|\Delta C_p(\psi_i)|} \max(|\Delta C_p(\psi_i)|)$$

$$\Delta C_p(\psi_i) = C_p(\psi_i) - C_p(\psi_{i-1})$$

$$\psi_i - \psi_{i-1} = 0.9 \text{ deg.}$$

$$C_p = \frac{P - P_s}{q}$$

ここで、

P : ブレード表面圧力

PS : 静圧

q : 85%*R* での風速 0m/sec での動圧

図 25 に ΔC_p で整理したアクティブ・タブ位相についての BVI 緩和効果を、図 26 には、BVI が発生するロータ・アジマスを挟んだ ΔC_p のコード方向分布を示す。BVI 発生時において、ブレード前縁付近での圧力変化が大きく、この部分の時間的な圧力変動の特性を観測することで、BVI の検知や BVI 騒音に対するアクティブ・タブの低減効果の評価が効率的に行えることがわかる。

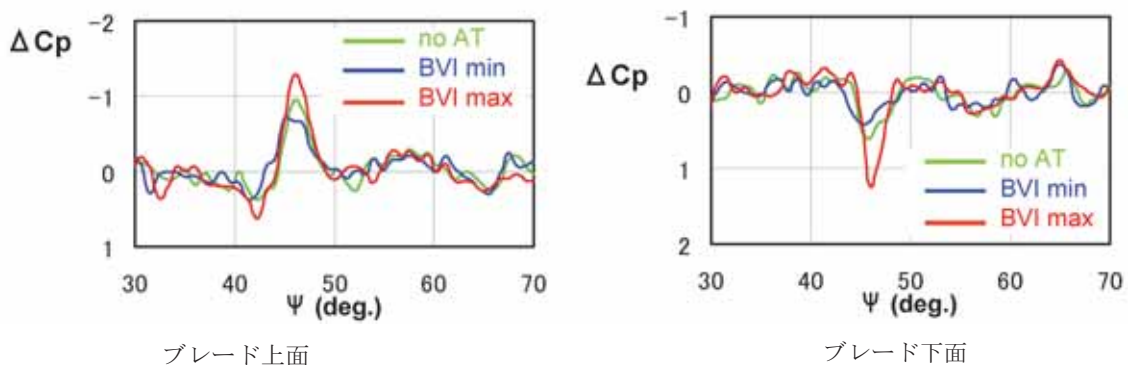


図 25 ΔC_p で整理したアクティブ・タブの BVI 緩和効果 2.6%*c*、85%*R* 位置

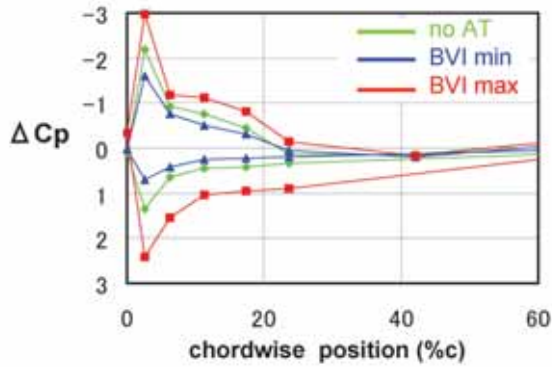


図 26 BVI 発生時の ΔC_p のコード方向分布

図 27 に ΔC_{pmax} で整理したアクティブ・タブ位相についての BVI 緩和効果を示す。

ΔC_{pmax} の絶対値が最小になるのはアクティブ・タブ位相 100deg で、ここで最大の BVI 緩和効果が得られることを示している。アクティブ・タブ位相 282deg ではこの逆の現象が生じている。

3) ロータ騒音とブレード表面圧力の相関

図 21 と図 27 を比較すると、アクティブ・タブ位相に関するブレード表面圧力と騒音の相関関係が認められる。アクティブ・タブ位相約 90deg において ΔC_{pmax} で評価される最大の BVI 緩和効果とともに、騒音レベルで表される最大のロータ騒音低減効果が得られている。アクティブ・タブ位相約 270deg では逆の傾向が生じており、 ΔC_{pmax} が BVI 検知とともにロータ騒音低減効果の指標として有効であることが確認できた。特に前縁付近でのブレード表面圧力の時間的変動である ΔC_{pmax} をアクティブ・タブ用制御則に用いることで、適正な騒音低減が可能であると考えられる。

(4) 回転翼形式でのアクティブ・タブ性能評価のまとめ

アクティブ・タブを搭載したロータ風洞試験結果をまとめると次の通りである。

1) アクティブ・タブは約 3dB の騒音制御能力を有し、ロータ騒音低減用アクティブ技術として有望であることを確認した。

2) BVI 現象とアクティブ・タブの BVI 緩和効果を、ブレード表面圧力と騒音計測で定量的に評価した。アクティブ・タブ位相に関するブレード表面圧力と騒音との間に強い相関関係を得ることができ、アクティブ・タブ位相約 90deg で最大の BVI 緩和効果を ΔC_{pmax} と騒音レベルの双方で示すことを確認した。

3) ブレード表面圧力が BVI 検知とアクティブ・タブの騒音低減効果を表現するための有望な指標となることが確認できた。特に前縁付近でのブレード表面圧力の時間的変動である ΔC_{pmax} をアクティブ・タブ用制御則

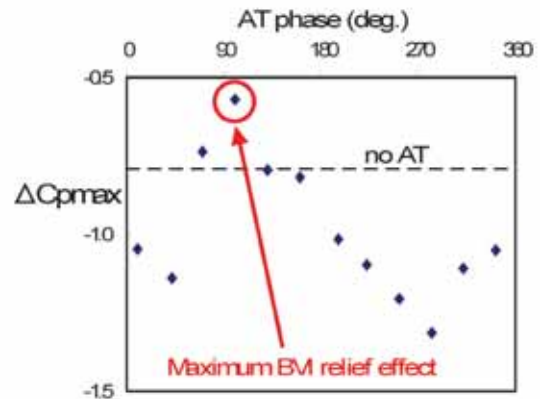


図 27 アクティブ・タブの BVI 緩和効果

に用いることで、適正な騒音低減が可能であることの見込みを得た。

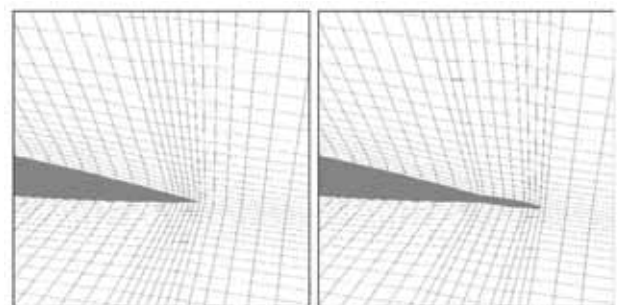
5 CFD によるアクティブ・タブ騒音低減効果についての解析

ここでは、アクティブ・タブのタブ厚やタブ長、出し入れの周期や位相角がホバリング及び前進飛行条件での推力にどのような影響を及ぼすか CFD を用いて解析した結果を報告する。

(1) 計算法

ここでは差分法に基づくオイラー・コードを用いている。このコードで使われている数値解法は、効率化された Beam-Warming 法を基礎とし、右辺に Chakravarthy-Osher の TVD スキームを適用したものである。空間精度は 2 次、時間精度は 1 次であるが、ニュートン反復法で時間精度を高めている。ここでの計算結果は、すべて 4 回のニュートン反復で求められたものである。騒音計算で格子外の渦の影響を考慮する際には、FVA (Field Velocity Approach) と呼ばれる手法を用いた。

計算格子はタブの非定常的な動きに対応するため、図 28 のようにタブの動きに応じて時々刻々切り直している。また、翼端渦の計算では、格子密度の高い領域が翼端渦の軌跡に追従するよう、図 29 のように後流部分の格



(a) タブ長 = 0 の格子

(b) タブ長 = 0.1C の格子

図 28 タブの計算格子

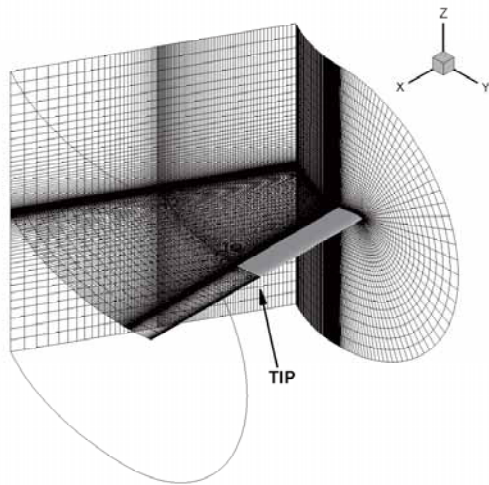


図 29 計算格子の鳥瞰図

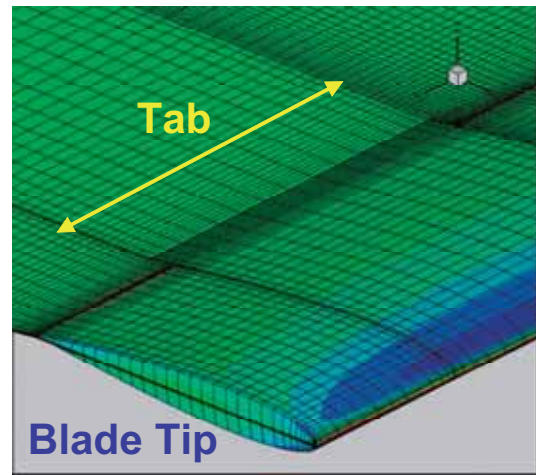


図 30 タブ付近の計算格子

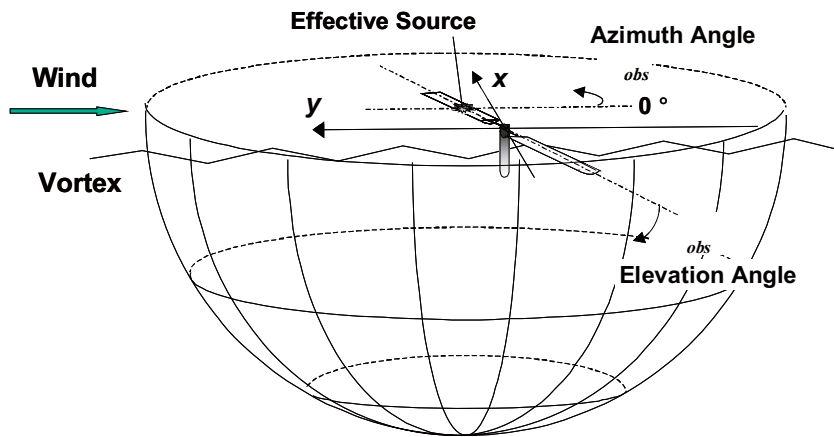


図 31 騒音の指向性を捉える半球状の観測面

子を曲げている。さらに、タブがブレードスパンの一部に配置されているときは、タブの両端付近に格子が集まるよう工夫している（図 30）。

騒音解析は、Ffowcs Williams and Hawkings (FW-H) 式の Formulation 1 に基づくコードを用いて行った。このコードでは、CFD で得られたブレード翼面上の圧力分布を入力データとして、任意の観測点における音圧を計算する。BVI 騒音は、条件によって騒音の伝播する方向、即ち指向性が異なるため、騒音強度の評価は実績のある方法 28 として、特定の観測点ではなく図 31 に示す半球の観測面上で最も大きな音圧ピークの現れた点で行った。

(2) 解析結果と考察

(2-1) ブレード揚力への影響

アクティブ・タブによってブレードの揚力が増加すると、翼端渦の軌跡が変化して、BVI 発生時にブレードと翼端渦の垂直距離（ミスディスタンス）が増加し、結果として BVI 騒音が小さくなると言われている。ここでは、アクティブ・タブが、BVI 騒音を低減するに足るブレード

揚力の増加を生み出す能力を持つかどうかを解析した。また、主に離陸上昇や巡航時にタブを出したまま固定して使用する（静的タブ）と、ブレード揚力の増加がロータ回転数の低下を可能とし、結果として騒音を低減させることができると言われている。そこで、静的タブがロータ回転数を低減させるに足るブレード揚力の増加を生み出す能力を持つかどうかについても解析した。計算対象としたロータの諸元を表 6 に示す。また、計算ケースは大きく分けて、

- ・ ホバリング時の静的タブ
- ・ 前進飛行時の静的タブ
- ・ ホバリング時の動的タブ

表 6 ロータ諸元

Rotor	
Aspect ratio	10
Airfoil	NACA0012
Pitch angle	5.0, 10.0 degs.
Twist angle	0.0 deg.
Tip Shape	Rectangular
Number of blade	2

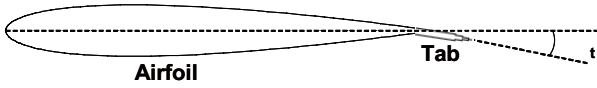


図32 タブ角の定義

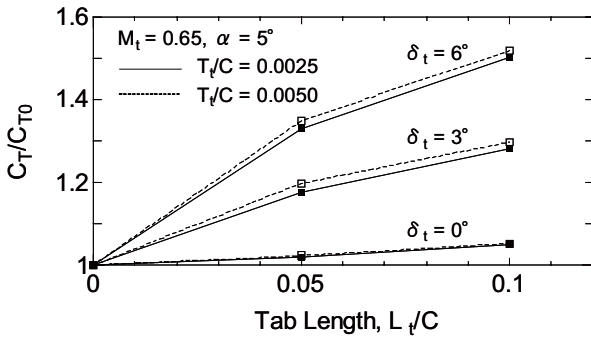


図33 ホバリング時の静的タブがブレード揚力に及ぼす影響

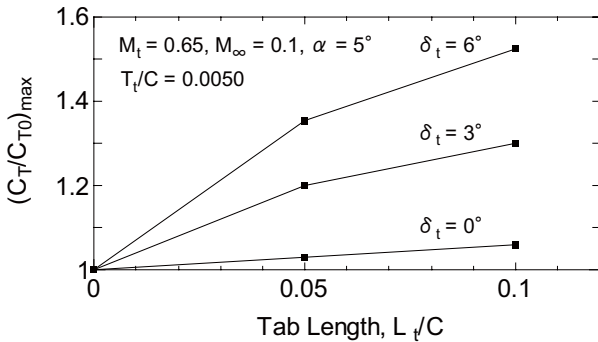


図34 前進飛行時の静的タブがブレード揚力に及ぼす影響

・ 前進飛行時の動的タブ

の4つである。

1) 静的タブ

タブに関する風洞試験結果から、タブを水平に出す場

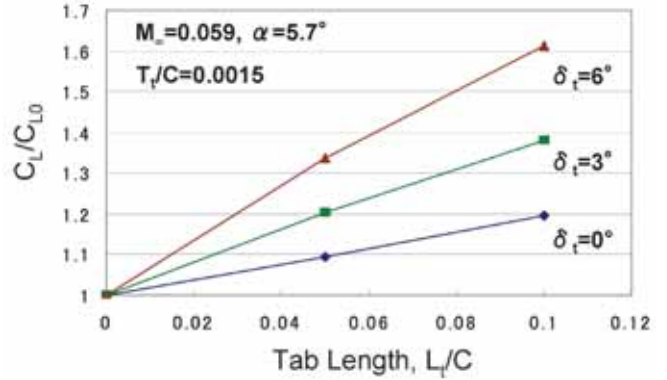
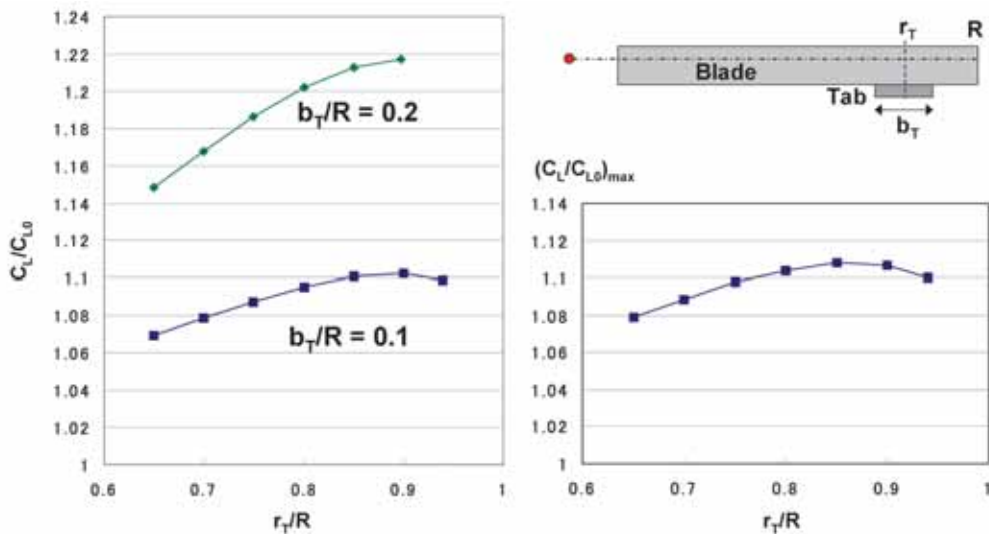


図35 2次元静特性風洞試験の結果

合、必ずしも十分な揚力増加が得られないことがわかったことから、ここでは図32に定義するタブ角を持ったタブを検討した。

結果を図33に示す。横軸はブレード翼弦長Cで無次元化したタブ長、縦軸はタブがある場合(CT)とない場合(CT0)の揚力係数の比であり、図中の T_t はタブの厚みである。翼端マッハ数 M_t は0.65、ブレード・ピッチ角 α は5°とした。NACA0012の場合、ブレード後縁部のスペースの問題で、タブ角の上限はほぼ6°である。図より、タブ長0.1Cの場合、どちらのタブ厚のケースでも、タブ角0°で約5%にとどまっていた増分が、タブ角3°で約30%、タブ角6°に至っては50%を超える結果となっている。この傾向は、一樣流マッハ数(前進マッハ数) M_∞ を0.1にした前進飛行のケースでも同様である(図34)。

図35に解析結果検証のため、同条件で実施した2次元静特性風洞試験の結果を示す。縦軸はタブがある場合(CL)とない場合(CL0)の揚力係数の比である。これは固



a) ホバリング

b) 前進飛行

図36 静的タブの取り付け位置がブレード揚力に及ぼす影響

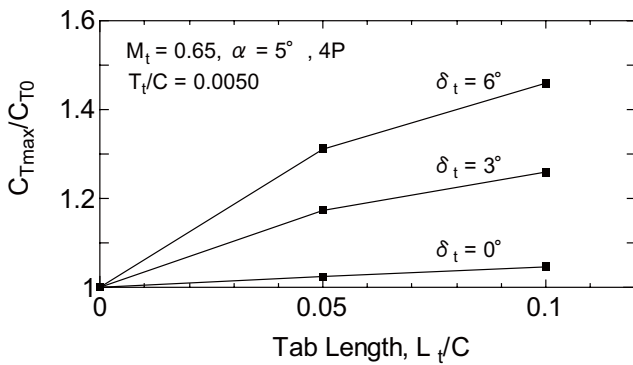


図37 ホバリング時の動的タブがブレード揚力に及ぼす影響

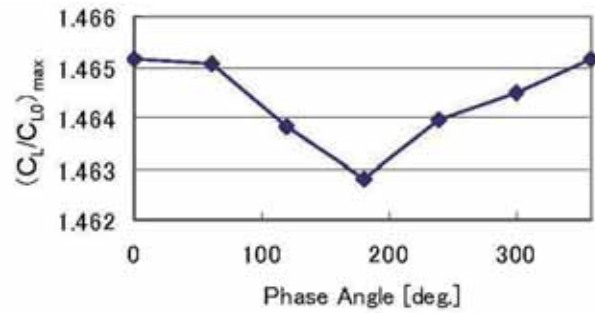


図38 位相角がブレード揚力に及ぼす影響

定翼の全スパンにわたってタブを取り付けた風洞試験の結果であるため、回転翼の結果と直接比較することはできないが、全体的な傾向は図33のそれと似ており、増分の定量的な値についても同等の結果であることから、本解析の妥当性を裏付けるものであると言える。

ここまでの結果はすべて、タブがブレードの全スパンにわたる場合であったが、タブを実用化するには、スパンのある一部に取り付けるのが現実的である。そこで、図36にタブの取り付け位置がブレード揚力に及ぼす影響を示す。図のa)とb)はそれぞれホバリングと前進飛行の結果で、横軸はブレード半径で無次元化したタブの取り付け位置、 b_T はタブのスパン長を表す。ここでは、タブ角を 6° に固定した。図より、ホバリング時には、 $0.1R$ と $0.2R$ のどちらのスパン長でも、取り付け位置が約 $0.9R$ の時に最も大きな揚力増加が得られ、その増加量は前者で約10%、後者で約22%であることがわかる。これらの値から簡単な計算でロータ回転数をどれだけ低減できるか計算すると、前者で5%、後者で10%となる。一方、前進飛行時には、取り付け位置が約 0.85 の時に最も大きな揚力増加が得られ、その増加量は約11%であることがわかる。

以上のことから、タブ角を持つ静的タブは、ロータ回転数の低下を可能とするに足る揚力増加を生み出すことがわかった。

2) 動的タブ

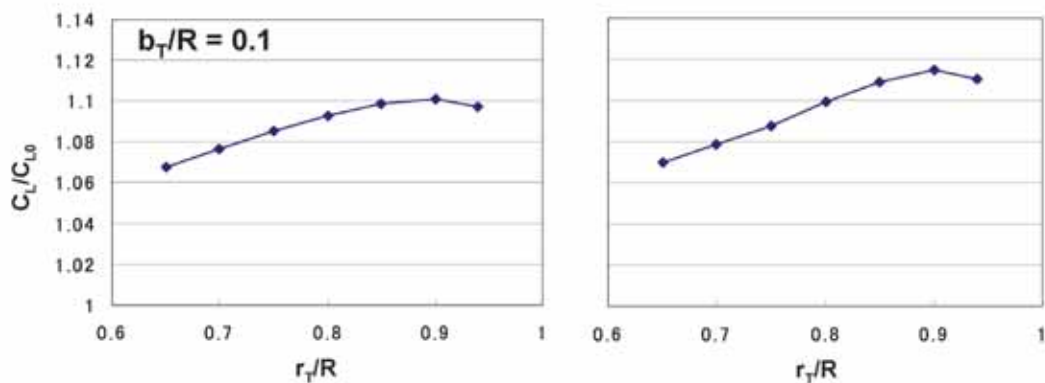
図37は、ホバリング時の動的タブがブレード揚力に及ぼす影響を示す。ここで、タブの周波数は $4P$ 、即ちロータ回転の一周当りに4回の出し入れを行うものとし、タブの動きは以下の式で定義した。

$$L_t(\phi) = (L_t/2) \cos(P\phi - \phi_0)$$

ここで、 L_t は出し切ったときのタブ長、 $L_t(\phi)$ は方位角位置 ϕ におけるタブ長、 ϕ_0 は位相角である。図より、動的タブにおいても静的タブ(図33)と同様の傾向が見られる。

図37中のタブ長 $0.1C$ 、タブ角 6° の場合について、一樣流マッハ数 0.1 の前進飛行時に、位相角が揚力増加に及ぼす影響を計算したところ、図38を得た。結果として、揚力増加を生み出すのに最適な位相角(ここでは 0°)は存在するものの、少なくともブレード揚力に対しては、位相角の及ぼす影響は必ずしも大きいものではないことがわかった。

次に、図39はアクティブ・タブの取り付け位置がブレ



a) ホバリング

b) 前進飛行

図39 動的タブの取り付け位置がブレード揚力に及ぼす影響

ード揚力に及ぼす影響を示す。ここでは、タブ角を6°に固定した。図より、ホバリング時、前進飛行時ともに、0.9Rで最大値が現れ、その値はそれぞれ10%と12%である。ここで、参考のため、BVI騒音の低減に有効であると言われているHHCについて、振幅2°で4Pの場合に得られる揚力増加を計算したところ、約30%であった。それに対して、動的タブではスパン長0.1Rで約10%の増加となっている。HHCではブレード面積全体を用いて30%の揚力変動を得ているのに対して、タブでは例えばブレード面積の1% (0.1R × 0.1C) で10%を得ていることから、適切な形状諸元を有するタブ角付きのアクティブ・タブが、BVI騒音を低減するに足る揚力増加を生み出すことが可能であることがわかった。

(2-2) 翼端渦の挙動への影響

前節で、タブ角を持つアクティブ・タブが十分な揚力増加を生み出すことは示されたが、ここでは、実際にBVI騒音の原因となる翼端渦の軌跡、強度、コア半径が、アクティブ・タブによってどのような影響を受けるのかという疑問を解明するために解析を行った。表7にロータ諸元、表8に計算条件を示す。対象ロータは、振り下げをなくしたOLSロータで、タブは全スパンにわたっている。参考として計算したHHCの動きは以下の式で定義した。

$$\theta_{HHC}(\phi) = \theta_0 \cos(Pt\phi - \phi_0)$$

ここで、 $\theta_{HHC}(\phi)$ は方位角位置 ϕ におけるブレードピッチ角、 θ_0 , Pt , ϕ_0 はそれぞれHHCの振幅、周波数、位相角である。

図40は、ブレード後縁から方位角方向に23°後方の鉛直面 (Trefftz面)における翼端渦中心の動きを示すも

のである。渦中心は、渦度が最大になる点として定義した。横軸と縦軸は、それぞれブレード翼弦長で無次元化したスパン方向及び垂直方向の位置を表す。

また、図中の灰色の丸は、アクティブ・タブやHHCなどのコントロールを全く行わない場合の翼端渦の位置を示し、TAB(0°)とTAB(5°)はそれぞれタブ角0°と5°の結果である。以後、これらをそれぞれTab A及びTab Bと呼ぶ。図より、タブの結果はHHCのそれに比べて水平方向の動きが顕著であることがわかる。また、タブ角のないTab Aはほとんど垂直方向の動きを作り出さないが、Tab Bは基準に比べて最大約4%Cまで翼端渦の位置を下方に押し下げることがわかる。振幅4°のHHCが最大で約8%C押し下げていることから、Tab Bは振幅2°のHHCと同等の効果を持つと言える。従って、タブ角を持つアクティブ・タブが、ミスディスタンスの増加を可能とするに足る翼端渦の垂直方向位置における変化を生み出すことがわかった。

図41と図42はそれぞれ、Tab BとHHCが翼端渦のコア半径、最大渦度及び渦中心の垂直方向位置に及ぼす影響を図示したものである。横軸は、翼端渦を放出したブレードの方位角位置である。コア半径と垂直方向位置はブレード翼弦長で無次元化されており、最大渦度は音速とブレード半径で無次元化されている。コア半径は、周速の絶対値が最大になる2点間の距離の半分として定義し、最大渦度は渦中心における渦度とした。図中に”Hover”と示されている線は、コントロールを行わない場合の結果である。これがコア半径において約9.3%Cを示している、実験で得られた計測値例29と同等の大きさであることから、本結果の妥当性が伺える。図42の”weak

表7 ロータ諸元

Rotor	
Aspect ratio	9.212
Airfoil	modified BHT540
Twist angle	0.0 deg.
Tip Shape	Rectangular
Number of blade	2

表8 計算条件

Condition	
Hover Tip Mach Number	0.664
Collective Pitch Angle [deg.]	5.0
Active Tab	
Max. Length [C]	0.1
Thickness [C]	0.01
Tab Angle [deg.]	0.0 & 5.0
Frequency [/rev.]	3
Phase [deg.]	0.0
HHC	
Amplitude [deg.]	4.0
Frequency [/rev.]	3
Phase [deg.]	0.0

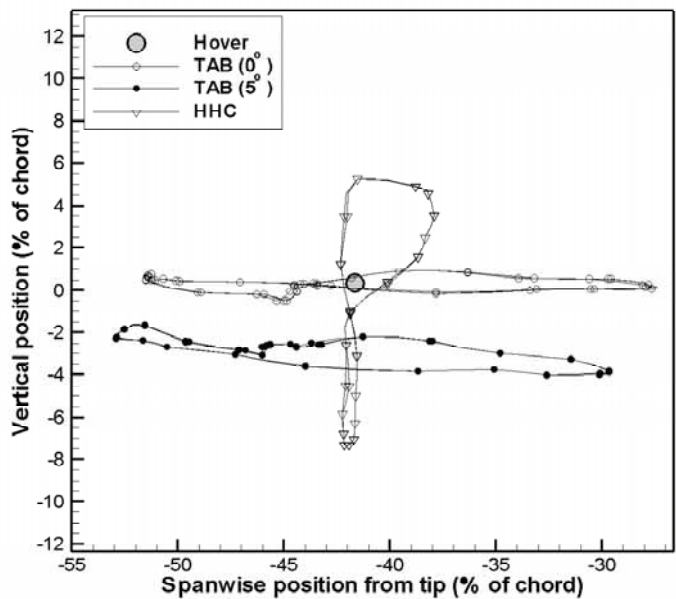


図40 ホバリング時の翼端渦中心の動き

vortex”で示される部分では、ブレードピッチ角が小さいことから、コア半径を定義できるほど十分に強い渦が形成されていない。両図ともに、タブとHHCの周波数である3Pの波が観察される。また、HHCではコア半径と渦度の変化が同位相であるのに対して、タブでは位相が異なる点が特徴的である。

図41より、タブはコア半径を0.6%*C*増加させ、最大渦度を1.6倍にする。また、図42より、HHCはコア半径を0.8%*C*増加させ、最大渦度を1.6倍にすることがわかる。従って、タブ、HHCともに、渦の軌跡を変化させることでミスディスタンスを増加させてBVI騒音を低減する効果はあるものの、コア半径と渦度も増加させて騒音増加を招いてしまうため、BVI騒音低減に適用する場合、それらのトレードオフについて考慮しなければならない。

次に、前進飛行時についても考察を行う。表9にロータ諸元、表10に計算条件を示す。

対象ロータは、OLSロータである。図43と図44はそれぞれ、タブとHHCが翼端渦中心の動きに及ぼす影響を示す。

表9 ロータ諸元

Rotor	
Aspect ratio	9.212
Airfoil	modified BHT540
Twist angle	10.0 deg. (Linear)
Tip Shape	Rectangular
Number of blade	2

表10 計算条件

Condition	
Hover Tip Mach Number	0.664
Freestream Mach Number	0.109
Collective Pitch Angle [deg.]	5.0
Lateral Cyclic Pitch Angle [deg.]	-1.33
Longitudinal Cyclic Pitch Angle [deg.]	2.72

図中の”Forward”はコントロールを行わない基準ケースの結果である。また、”+”のシンボルは、ブレードが方位角0°にあるときの渦位置を表す。両図で翼端渦の

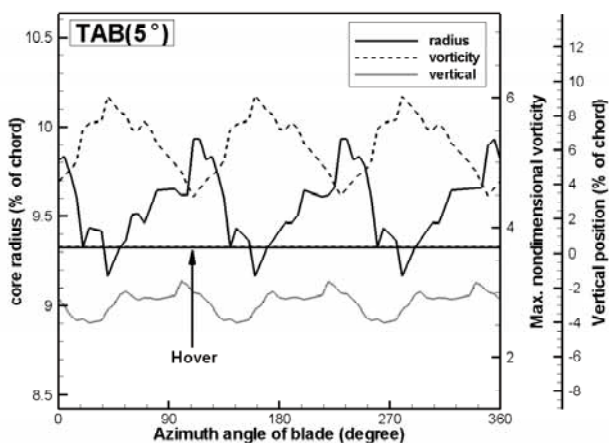


図41 Tab Bが翼端渦に及ぼす影響 (ホバリング)

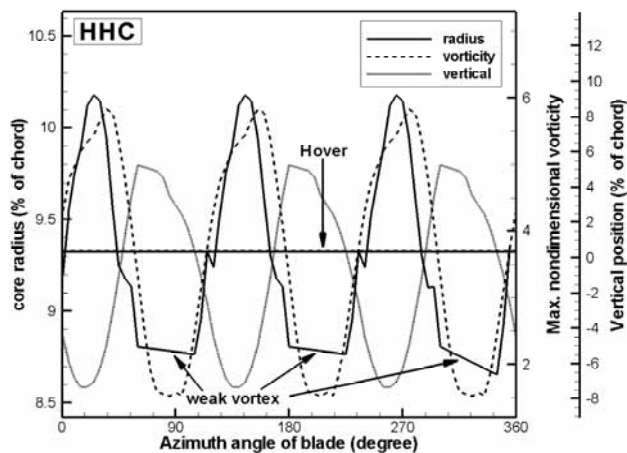


図42 HHCが翼端渦に及ぼす影響 (ホバリング)

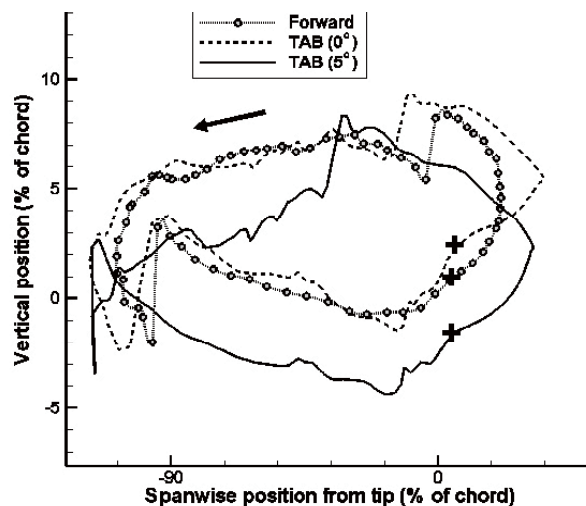


図43 前進飛行時の翼端渦中心の動き (タブ)

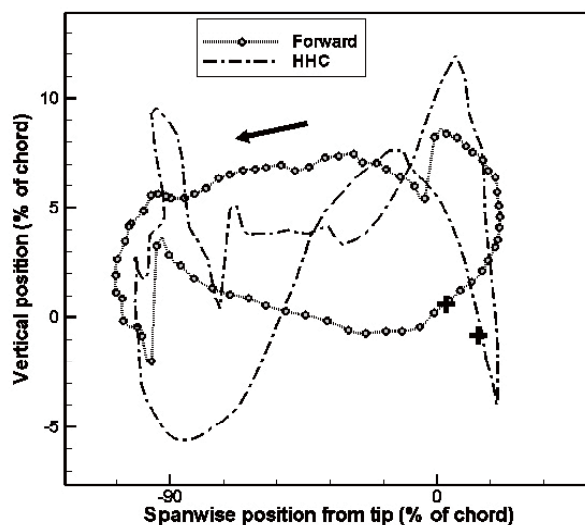


図44 前進飛行時の翼端渦中心の動き (HHC)

位置が最も低くなる点を比較すると、Tab B と基準では約 4%C の差、HHC と基準では約 5%C の差が見て取れる。従って、前進飛行時には、Tab B は振幅 4° の HHC と同程度の効果を持つことがわかる。さらに言えば、Tab B の軌跡で底面がフラットであることは、翼端渦を押し下げる効果が長く続くことを意味するので、Tab B は HHC に比べてより効果的にミスディスタンスを増加させる可能性がある。

図 45 は、タブと HHC が翼端渦のコア半径、最大渦度及び渦中心の垂直方向位置に及ぼす影響を図示したものである。Tab B と基準の比較に着目すると、垂直方向位置に関しては、一部逆転する領域があるものの、ほとんどの領域で Tab B の翼端渦は基準のそれより約 4%C 下方にあると言える。この結果は、定量的にホバリング時と同等である。最大渦度については、全領域で Tab B が基準を上回っており、コア半径では、方位角 150° 付近で Tab B が基準の 2 倍以上となっている。従って、ホバリング時に述べたと同様、前進飛行時にもミスディスタンス増加による騒音低減効果と、渦度及びコア半径の増加による騒音増大効果のトレードオフに関する考慮が必要であると言える。また、タブを有効に活用するためには、適

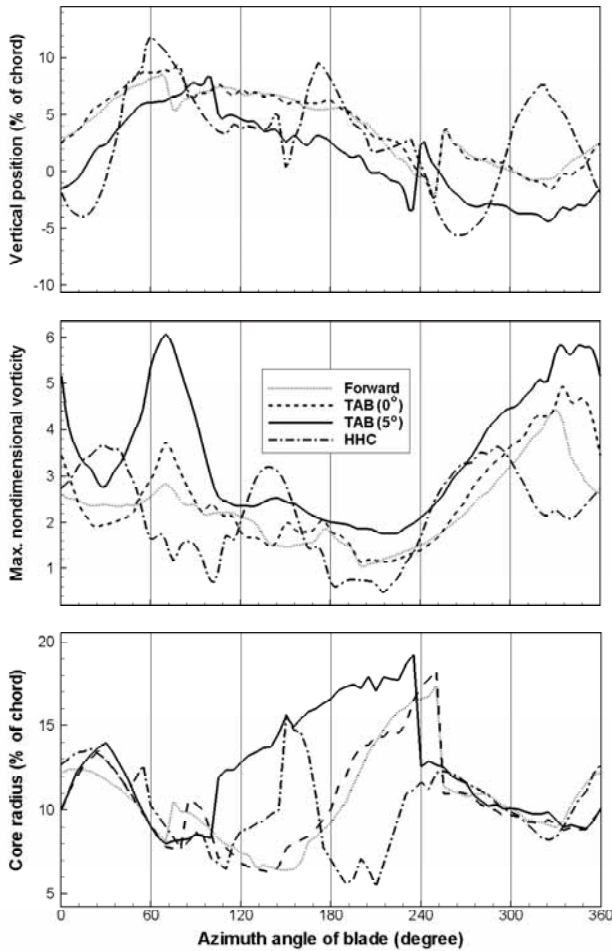


図 45 タブと HHC が翼端渦に及ぼす影響（前進飛行）

切なタブ位置や制御則の検討が不可欠である。

(3-3) BVI 騒音への影響

前節までで、アクティブ・タブがブレード揚力を増加させ、その結果翼端渦の軌跡を下方に押し下げることで BVI 騒音を低減させる可能性があることが示された。ここでは、その低減量がどの程度であるかを簡易的な方法で見積もってみた。

図 46 は、前述のホバリング条件で、3つの Trefftz 面（それぞれ、ブレード後縁からの方位角位置が 18.5°、23°、27.5°）において、コントロールを行わない場合（基準）と Tab B の翼端渦中心の動きを表示したものである。図で、基準と Tab B の軌跡の底辺との距離を Δ m.d. と定義する。

ここで、典型的な BVI 騒音は、図 47 に示すように、方位角 120° 付近で発生した渦が方位角 60° 付近でブレード

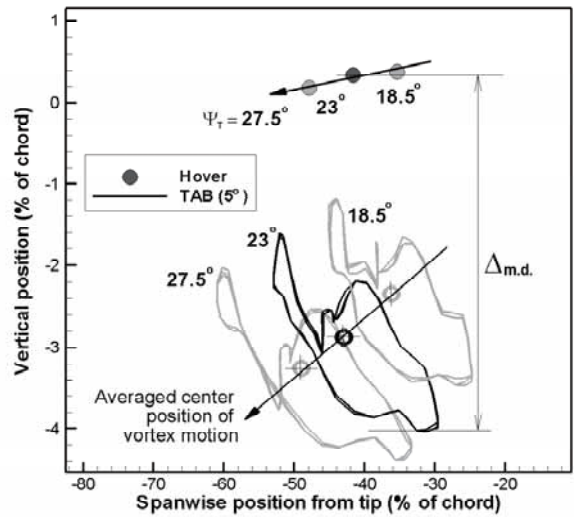


図 46 渦中心の動きの変化

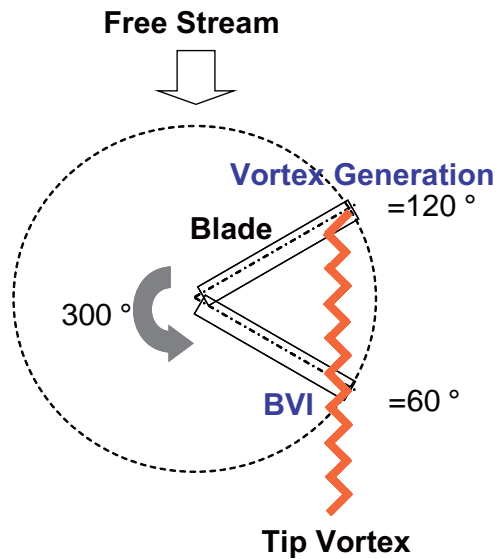


図 47 典型的な BVI 騒音発生の様式図

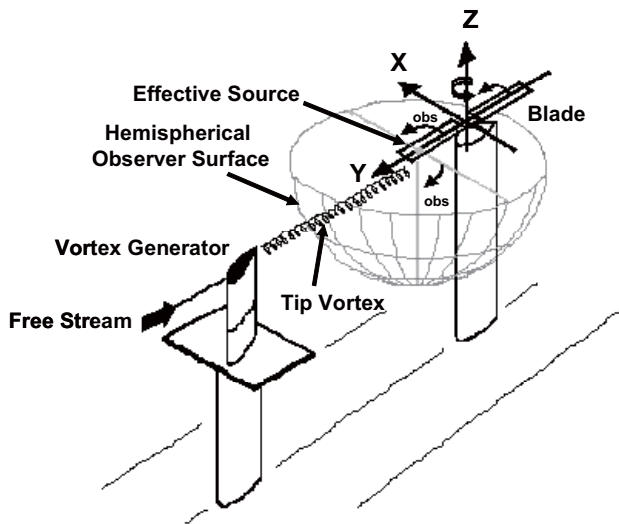


図 48 平行 BVI の計算モデル

表 11 ロータと渦発生装置の諸元

Rotor	
Radius, R	5.0 m
Chord length, C	0.5 m
Aspect ratio	10
Airfoil	NACA0012
Pitch angle	0.0 deg.
Twist angle	0.0 deg.
Number of blade	2
Vortex Generator	
Chord length, c	0.5 m
Airfoil	NACA0012

ドと衝突することで発生し、その間にブレードは 300° 回転する。そこで、図 46 をもとに $\Delta m.d.$ を 300° まで外挿すると、その値は約 0.35C となる。

次に、この約 0.35C のミスディスタンス増加がどれだけの騒音低減を生み出すか見積もるために、図 48 のような計算モデルを考える。このモデルでは、上流に固定された固定翼の渦発生装置から放出された翼端渦が、下流で回転する 2 枚ブレードのロータと平行干渉して BVI 騒音が発生するモデルを考える。ロータと渦発生装置の諸元は表 11 の通りである。

図 49 は、このモデルを用いて、ミスディスタンスが BVI 騒音の強度に及ぼす影響を調べた結果である。図の横軸はブレードの翼端マッハ数で、縦軸は図 48 に示された半球状の観測面で観測された音圧の最大値を表す。また、ZC はブレード翼弦長で無次元化されたミスディスタンスである。図より、先に得られた 0.35C のミスディスタンス増加が、翼端マッハ数 0.664 のとき、約 7dB の騒音低減を生み出すことがわかる。図 49 の結果はブレードのアスペクト比や翼厚などブレードの幾何形状に関わらずほぼ同様の傾向を見せることから、ここでの議論にも

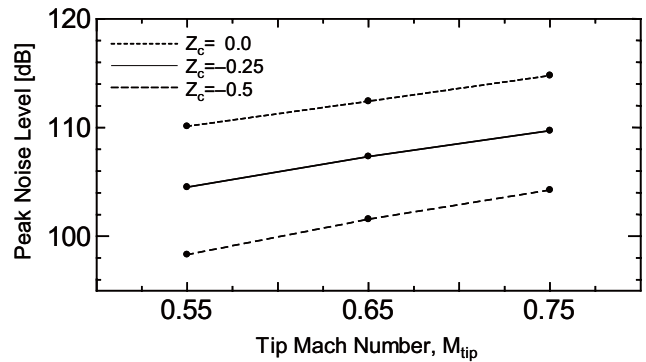


図 49 ミスディスタンスが BVI 騒音の強度に及ぼす影響

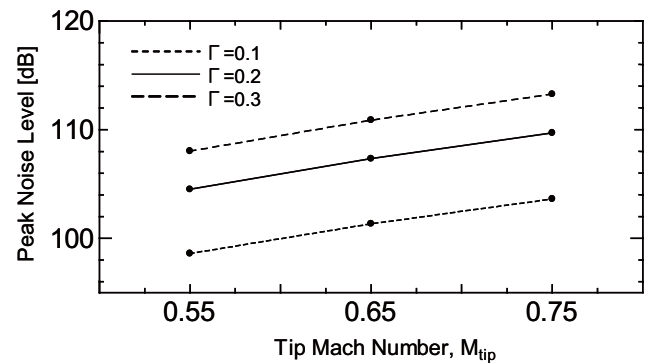


図 50 循環が BVI 騒音の強度に及ぼす影響

直接適用することが可能である。

一方、前述の動的タブにおける考察から、タブ長 0.1C でタブ角 6° のアクティブ・タブが約 1.46 倍のブレード揚力を生み出すことがわかっている。前節で計算対象としたタブ角 5° のタブでは約 1.4 倍の揚力が得られることになる。ここで、図 48 のモデルにおいて、翼端渦の循環の強さが BVI 騒音の強度に及ぼす影響を示す図 50 から、1.4 倍の揚力、即ち 1.4 倍の循環が、翼端マッハ数 0.664 のとき、約 2dB の騒音増大を招くことがわかる。

以上のことから、前節で計算対象としたアクティブ・タブでは、7dB - 2dB で 5dB の BVI 騒音低減が得られる可能性がある。ただし、コア半径が BVI 騒音の強度に及ぼす影響は、ミスディスタンスがコア半径以下でなければ小さいことがわかっている。ここでの考察においては、コア半径の影響は無視した。また、前進飛行において BVI 発生時に $\Delta m.d.$ を求めることは、本解析の範囲では不可能であるため、 $\Delta m.d.$ の変化がホバリングでも前進飛行でも大きく変わらないと仮定して考察を進めた。

(3) CFD によるアクティブ・タブ騒音低減効果についての解析のまとめ

アクティブ・タブがブレードの揚力、翼端渦の挙動、BVI 騒音の大きさに及ぼす影響を、CFD と音響コードを用いて解析し、以下の結論を得た。

- 1) タブ角を持つ静的タブが、ロータ回転数の低下によって騒音を低減させるに足るブレード揚力の増加を生み出すことが示された。ちなみに、タブ角 6° で0.1Rと0.2Rのスパン長を持つ静的タブを約0.9Rの位置に取り付けた場合、ホバリング時にそれぞれ5%と10%のロータ回転数低減を可能にする。
- 2) タブ角を持つアクティブ・タブが、ミスディスタンスの増加によってBVI騒音を低減するに足るブレード揚力の増加を生み出すことが示された。ちなみに、タブ角 6° で0.1Rのスパン長を持つ動的タブを約0.9Rの位置に取り付けた場合、ブレード揚力の増加は10%を超えるものとなった。
- 3) タブ角を持つアクティブ・タブが、翼端渦の軌跡を下方に押し下げる効果を持ち、その効果がHHCに匹敵することが示された。ただし、同時にコア半径と渦度を増加させてしまうため、それらのトレードオフに関する考慮が必要である。また、タブを有効に活用するためには適切なタブ位置や制御則の検討が不可欠である。
- 4) 簡易的な方法で見積もったところ、全スパンにわたるタブ角 5° のアクティブ・タブでは、約5dBのBVI騒音低減が見込まれた。

6. まとめ

ヘリコプタが発生する騒音の内、騒音被害が大きく、その低減が既存技術による対処では困難なBVI騒音克服を目的に、宇宙航空研究開発機構（JAXA）と川田工業株式会社は、ヘリコプタの機外騒音低減技術を構築するため「ヘリコプタロータブレードへのアクティブデバイスの適用化研究」を共同で推進した。

アクティブデバイスとして独自の考案による「アクティブ・タブ」を提案して共同研究を行った。本共同研究を推進するにあたっては、JAXAが所有する「3次元非定常オイラーCFDコード及びFW-H式のformulation1に基づく音響解析コード」を活用・拡張するとともに、「1枚ロータ試験装置」を川田工業株式会社の多目的風洞施設で使用し、アクティブデバイスを装備したブレードを用いて騒音特性評価試験を行った。風洞試験において得られた計測データは、アクティブデバイスの機能確認とともに、CFD技術を用いた検証計算に使用し、風洞試験による技術の実証とCFDによる解析を組み合わせることで効率的に研究開発作業を進めることができたと考える。

平成14、15年度は、固定翼形式の風洞試験を実施して、独自考案のアクティブ・タブについての空力設計基準を設定するとともに、実際のヘリコプタ・ブレードに搭載可能なサイズで騒音低減が可能であることを実証した。

続く平成16、17年度には1枚ロータ試験装置にアクティブ・タブを搭載して回転翼形式での風洞試験を行い、回転翼が発生するBVI騒音を十分に低減できる有望なアクティブ技術であることを証明した。

同時並行的に進めたCFD解析では、ブレードの一部が時間的に形状変形するブレードの空力・音響特性評価技術を構築し、世界的にもトップレベルを行く解析技術を開発することができた。

ヘリコプタのBVI騒音低減用アクティブ技術の開発は、各国の研究機関・メーカーが先陣争いを繰り返している分野であり、この技術開発の成果如何が今後のわが国のヘリコプタの国際的市場競争力を左右すると言っても過言ではない。本共同研究で得られた技術やその獲得過程で習得した方法論が、今後予想されているヘリコプタ低騒音化技術の飛行実証に大きく貢献していくことと期待する。

参考文献

1. International Standards and Recommended Practices, ENVIRONMENTAL PROTECTION, Annex16 to the Convention on International Civil Aviation, Volume I Aircraft Noise, Chapter 8 and 11.
2. Gmelin, B., Heller, H., Philippe, J.J., Mercker, E., Preisser, J.S., "HHC Aeroacoustics Rotor Test at the DNW: The Joint German/French/US HART Project", 20th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, The Netherlands, October 1994, Paper 115.
3. Gmelin, B.L., Heller, H., Mercker, E., Philippe, J.J., Preisser, J.S., Yu, Y.H., "The HART Programme : A Quadrilateral Cooperative Research Effort", 51st Annual Forum of the American Helicopter Society, FortWorth,TX,May 1995, pp 695-709.
4. Murashige, A., Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Tsujiuchi, T., Inagaki, K., Yamakawa, E., "Final Report of ATIC Model Rotor Test at DNW", 57th Annual Forum of American Helicopter Society, Washington D.C., May 9-11, 2001.
5. Jacklin, S., Blaas, A.,Teves, D., Kube, R., "Reduction of Helicopter BVI Noise, Vibration, and Power Consumption Through Individual Blade Control", 51st Annual Forum of American Helicopter Society, Fort Worth, Texas, May 9-11, 1995.
6. Haber, A., Jacklin, S., Simone, G., "Development, Manufacturing, and Component Testing of an Individual Blade Control System for a UH-60Helicopter Rotor", American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists Meeting, San Francisco, CA, January 23-25, 2002.

7. Jacklin, S., Haber, A., Simone, G., Norman, T., Kitaplioglu, C., Shinoda, P., “Full-Scale Wind Tunnel Test of an Individual Blade Control System for a UH-60 Helicopter” , 58th Annual Forum of American Helicopter Society, Montréal, Canada, June 11-13, 2002.
8. Hasegawa, Y., Katayama, N., Kobiki, N., Nakasato, E., Yamakawa, E., Okawa, H., “Experimental and Analytical Results of Whirl Tower Test of ATIC Full Scale Rotor System” , 57th Annual Forum of American Helicopter Society, Washington D.C., May 9-11, 2001.
9. Enenkl, B., Klöppel, V., Preißler, D., “Full Scale Rotor with Piezoelectric Actuated Blade Flaps” , 28th European Rotorcraft Forum, Bristol, United Kingdom, September 17-19, 2002.
10. Roth, D., Enenkl, B., Dieterich, O., “Active Rotor Control by Flaps for Vibration Reduction – Full scale demonstrator and first flightvtest results –” , 32nd European Rotorcraft Forum, Maastricht, The Netherlands, 2006.
11. Boeing News, http://www.boeing.com/news/releases/2004/q2/nr_040518t.html
12. Wilbur, L., Mirick, H., Yeager, T., Langston, W., Cesnik, E., Shin, S., ” Vibratory Loads Reduction Testing of the NASA/Army/MIT Active Twist Rotor” , Journal of the American Helicopter Society, Vol.47, No.2, April 2002, pp.123-133.
13. Bernhard, A., Wong, J., “Sikorsky Active Rotor Control Evaluation of NASA/Army/MIT Active Twist Rotor” , 59th Annual Forum of American Helicopter Society, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003.
14. J O O O 1 9 6 P C T ヘリコプター用BVI騒音低減方法及び装置
15. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “Active Tab, a New Active Technique for Helicopter Noise Reduction” , 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September 16-18, 2003, Paper #50.
16. 赤坂、田辺、小曳、近藤、齊藤、「アクティブ・タブ：新形式のヘリコプタ騒音低減用アクティブ技術」、第41回飛行機シンポジウム、長野市、2003年10月
17. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “An Experimental Study of On-blade Active Tab for Helicopter Noise Reduction” , 30th ERF, France, September, 2004.
18. 小曳、近藤、齊藤、赤坂、田辺、「ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブの研究」、第42回飛行機シンポジウム、横浜市、2004年10月
19. Kobiki, N., Kondo, N., Saito, S., Akasaka, T., Tanabe, Y., “Research Program of On-blade Active Tab for Helicopter Noise Reduction” , Inter Noise 2005, Rio de Janeiro, Brazil, August 7-10, 2005.
20. Kobiki, N., Akasaka, T., Saito, S., Fuse, H., Tanabe, Y., “An Experimental Study for Aerodynamic and Acoustic Effects of On-blade Active Tab” , 31st ERF, Italy, 2005
21. 小曳、齊藤、赤坂、田辺、布施、「ヘリコプタ騒音低減用アクティブ・タブによるブレード空力特性と騒音低減効果」、第43回飛行機シンポジウム、名古屋市、2005年10月
22. 青山、近藤、齊藤、「BVI騒音を低減するアクティブ・タブの数値解析」、第41回飛行機シンポジウム、長野市、2003年10月
23. Aoyama, T., Yang, C., Saito, S., “Numerical Analysis of BVI Noise Reduction by Active Tab” , 60th American Helicopter Society Annual Forum, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.
24. 青山、梁、齊藤、「アクティブ・タブが翼端渦の挙動に及ぼす影響」、第42回飛行機シンポジウム、横浜市、2004年10月
25. van der Wall, B., “Simulation of HHC on Helicopter Rotor BVI Noise Emission using a Prescribed Wake Method” , 26th European Rotorcraft Forum, Den Haag, The Netherlands, September, 2000.
26. Kobiki, N., Murashige, A., “A Study on Blade Torsion Characteristics -Comparison and Evaluation of Analysis with DNW Test Results-” , Heli Japan 2002, Tochigi, Japan, November 11-13, 2002.
27. 小曳、齊藤、「1枚ロータ試験装置について」、JAXA-SP-04-014 第73回 風洞研究会議論文集、p26-32
28. Aoyama, T., Yang, C., Saito, S., “Numerical Analysis of Active Flap for Noise Reduction Using Moving Overlapped Grid Method” , Journal of the American Helicopter Society, Vol. 52, No. 3, July 2007, pp. 189-200.
29. Leishman, J., “Principles of Helicopter Aerodynamics”, Cambridge Aerospace Series, p441.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-038

発行 平成 20 年 2 月 29 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

© 2008 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。

