

回転アームを用いた低進行率領域における
プロペラの空力特性の解析

伊藤 優人
Yuto Itoh

岩手大学大学院工学研究科
機械・社会環境システム工学専攻

2021年9月

本論文の要旨

プロペラの空力特性（本論文では、進行率、推力特性、トルク特性、推進効率のことを指す）の解析は、大型の回転翼機の設計において最も重要な工程の一つとなっている一方で、マルチロータ UAV (Unmanned Aerial Vehicle) に使用される小型のプロペラの特性は、現代においても十分に解析されていない。プロペラの特性は、プロペラ回転面に流入する気流の軸方向速度とブレード翼端速度との比である、プロペラの進行率に関して変化することが知られている。とりわけ、マルチロータ UAV は、低速度で飛行すること、ホバー飛行を多用することから、低進行率領域での特性の解析が重要となる。小型のプロペラの特性は、風洞試験によって計測されることが多い一方で、低進行率領域におけるプロペラの特性を風洞試験によって計測することは、風洞装置が出力できる最低風速の限界、出力気流の不安定化によって困難となる。著者は、この課題に対処する方策として、回転アームの利用を提案する。回転アームでプロペラの特性を計測する場合、回転することができる水平のアームの一端に計測対象のプロペラを取り付け、プロペラを作動させながらアームを回転させることで、ロータが上昇・降下する時の特性を計測することができる。プロペラとアームの角速度は、ブラシレスサーボモータを用いてそれぞれ独立して制御することができるので、プロペラの任意の作動状態を実現することができる。この機能によって、風洞試験に比べて、低進行率領域におけるプロペラの特性の計測を容易に実施することができる。回転アームは、以上の特徴を有する一方で、過去に回転アームを用いたプロペラの特性解析を行った事例は、非常に少ない。これは、回転アームで得られる特性が周回するプロペラの特性であり、直進するプロペラの特性と異なるためである。この問題を解決するためには、周回するプロペラの特性を適切に修正し、直進するプロペラの特性を明らかにする手法が必要となる。この問題を解決することで、低進行率領域におけるプロペラの特性を解析するための新たな手法を確立することができる。本論文では、回転アームを用いる場合の低進行率領域におけるプロペラの特性の解析手法を示す。本論文で示される手法は、理論的な手法と試験的な手法に大別される。理論的な解析手法では、周囲の渦の誘導速度場を考慮して、回転アーム上で周回するプロペラの特性のモデリングを行った。さらに、提案するモデルの妥当性を検証するために、数値シミュレーションを行った。プロペラの後流渦・アームの旋回流の誘導速度場のモデリングは、渦法を基づいて解析的に行われた。さらに、提案されたモデルを用いて、周回するプロペラの特性を計算する手法と手順を示した。周囲の渦を考慮した場合の適切なプロペラの特性は、ハイブリッド翼素運動量理論に基づいて決定した。導出されたモデルの妥当性を評価するために、提案されたモデルを用いて周回するプロペラの特性を計算するシミュレーションを行った。その結果として、提案されたモデルが回転アーム試験から得られるデータを適切に修正し、プロペラの旋回に起因する無視できない空気力学的な影響を補償するのに有用であることが分かった。試験的な解析手法では、回転

アームを用いたプロペラの特性の計測手法を示す。計測された特性は、周回時の特性であるため、得られた特性データを修正して直進する特性を求めることを考える。本論文では、特性データから後流渦の誘導速度場を計算し、試験時の見かけの進行率を修正することで、直進時の特性を計算する。プロペラの特性データの補正手法を示した後に、実際の計測試験の結果を用いた妥当性の検証を行った。回転アーム試験で得られたプロペラの特性は、既存の結果や提案モデルに基づく理論的な解析結果と良く一致し、低進行率領域における特性を精確に計測することができることを確認した。

記号の定義

A	:	ベクトルポテンシャル
B	:	ブレードの枚数
c	:	翼弦長
C_d	:	翼型の抗力係数
C_l	:	翼型の揚力係数
C_Q	:	トルク係数
C_T	:	推力係数
D	:	プロペラの直径
d	:	距離
E	:	チップ・ロス・ファクタ
e	:	定常偏差
e	:	単位ベクトル
f	:	周波数
F	:	外力ベクトル
J	:	進行率
K_I	:	積分ゲイン
K_P	:	比例ゲイン
l	:	長さ
L	:	揚力
M	:	モーメントベクトル
n	:	回転数
O	:	座標系の原点
P	:	圧力
Q	:	空力トルク
Q	:	空力トルクベクトル
r	:	半径
R	:	プロペラの半径
s	:	離散ステップ数
T	:	推力
T	:	推力ベクトル
t	:	時間
U	:	対気速度
U	:	対気速度ベクトル

u	:	渦によって誘導される対気速度
\mathbf{u}	:	渦の対気速度ベクトル
v	:	翼素から誘導される対気速度
w	:	渦糸の速度成分
\mathbf{x}	:	位置ベクトル
z	:	高さ
α	:	迎角
Δ	:	微小量
δ	:	閾値
ϵ	:	翼型の揚抗比
η	:	推進効率
θ	:	ピッチ角
μ	:	標準偏差
ν	:	動粘度
Γ	:	循環
π	:	円周率
ρ	:	空気密度
σ	:	ブレードソリディティ
ϕ	:	流入角
ψ	:	回転角
ω	:	角速度

アクセント記号の定義

以下の定義において、 a は、任意の記号を表す。

\bar{a}	:	平均
\hat{a}	:	無次元数
\tilde{a}	:	代表値

下付き文字の定義

a	:	プロペラの回転軸方向のパラメータ
app	:	見かけのパラメータ
$BEMT$:	翼素運動量理論におけるパラメータ
BET	:	翼素理論におけるパラメータ
e	:	有効値
h	:	渦糸のパラメータ
p	:	プロペラのパラメータ
r	:	代表値
ref	:	基準値
t	:	プロペラ回転面の接線方向のパラメータ
w	:	アームのパラメータ

目次

第 1 章	序論	1
第 2 章	モデリング	8
2.1	問題の定義	8
2.2	座標系の定義	9
2.3	ブレードの対気速度のモデリング	11
2.4	周囲の渦によって誘導される考慮すべき速度場	11
2.5	後流渦の誘導速度場のモデリング	14
2.6	アーム旋回流の誘導速度場のモデリング	16
2.7	プロペラ特性の定義	18
2.8	プロペラの空気力のモデリング	19
第 3 章	数値計算	24
3.1	計算手法	24
3.1.1	プロペラの回転の離散化	24
3.1.2	計算の手順	24
3.1.3	代表値と収束条件	26
3.1.4	解析対象のプロペラ	27
3.2	作動条件	29
3.2.1	時間ステップの設定	29
3.3	数値計算の結果と考察	30
3.3.1	時間履歴	30
3.3.2	既存の風洞試験データとの比較	37
第 4 章	計測手法	52
4.1	回転アーム試験装置	52
4.2	計測の理論	54

4.3	プロペラ回転数変化の抑制手法	56
4.3.1	制御手法	56
4.3.2	性能指標とゲインの決定	57
4.3.3	制御結果	57
第5章	試験データの補正手法	61
5.1	変位速度比の定義	61
5.2	翼素理論に基づくモデリング	62
5.3	翼素運動量理論に基づくモデリング	63
5.4	有効迎角のモデリング	63
5.5	循環のモデリング	64
5.6	ξ のモデリング	65
5.7	誘導速度係数の計算方法	65
5.8	後流渦の誘導速度場のモデリング	66
5.9	進行率の時間変化の収束判定法	68
第6章	プロペラ特性の計測試験	70
6.1	供試ロータ	70
6.2	試験装置の作動条件	70
6.3	定常特性解析のためのデータの抽出手法	71
6.4	定常性解析のための解析パラメータ	72
6.5	計測の手順	73
6.6	計測試験の結果と考察	74
6.6.1	APC10x5E の特性の計測結果	74
6.6.2	APC11x4.5E の特性の計測結果	81
6.6.3	APC10x4.7SF の特性の計測結果	87
第7章	結び	94
参考文献		97

図目次

1.1	Brandt らの計測実験の外観	2
1.2	回転アーム試験装置	5
2.1	ブレード座標系とアーム座標系	9
2.2	渦糸の座標系	10
2.3	境界層の周りに誘導される速度場	11
2.4	後流渦が生成される過程	12
2.5	螺旋状の渦糸のナンバリング	13
2.6	後流渦と誘導速度場	13
2.7	無次元の高さに関連する無次元速度	17
2.8	検査体積と関連するパラメータ	21
2.9	翼素に生じる空気力とパラメータ	22
3.1	ブレードの回転の離散化	25
3.2	計算の手順	26
3.3	無次元翼弦長の無次元半径方向の分布	28
3.4	ブレードピッチ角の無次元半径方向の分布	29
3.5	ブレード 1 の軸方向の対気速度の時間履歴	32
3.6	ブレード 2 の軸方向の対気速度の時間履歴	32
3.7	ブレード 1 の接線方向の対気速度の時間履歴	33
3.8	ブレード 2 の接線方向の対気速度の時間履歴	33
3.9	進行率の時間履歴 ($\hat{r}_p = 0.75$)	34
3.10	推力係数の時間履歴	34
3.11	トルク係数の時間履歴	35
3.12	\tilde{J}_r の相対誤差の時間履歴	35
3.13	\bar{J}_r の相対誤差の時間履歴	36
3.14	$(dC_T/d\hat{r}_p)$ の時間履歴	36

3.15	$(dC_Q/d\hat{r}_p)$ の時間履歴	37
3.16	J に関する C_T (APC 10x5E, 4000[rpm])	38
3.17	J に関する C_Q (APC 10x5E, 4000[rpm])	38
3.18	J に関する η (APC 10x5E, 4000[rpm])	39
3.19	J に関する C_T (APC 10x5E, 5000[rpm])	39
3.20	J に関する C_Q (APC 10x5E, 5000[rpm])	40
3.21	J に関する η (APC 10x5E, 5000[rpm])	40
3.22	J に関する C_T (APC 10x5E, 6000[rpm])	41
3.23	J に関する C_Q (APC 10x5E, 6000[rpm])	41
3.24	J に関する η (APC 10x5E, 6000[rpm])	42
3.25	J に関する C_T (APC 10x7E, 4000[rpm])	42
3.26	J に関する C_Q (APC 10x7E, 4000[rpm])	43
3.27	J に関する η (APC 10x7E, 4000[rpm])	43
3.28	J に関する C_T (APC 10x7E, 5000[rpm])	44
3.29	J に関する C_Q (APC 10x7E, 5000[rpm])	44
3.30	J に関する η (APC 10x7E, 5000[rpm])	45
3.31	J に関する C_T (APC 10x7E, 6000[rpm])	45
3.32	J に関する C_Q (APC 10x7E, 6000[rpm])	46
3.33	J に関する η (APC 10x7E, 6000[rpm])	46
3.34	J に関する C_T (APC 10x4.7SF, 4000[rpm])	47
3.35	J に関する C_Q (APC 10x4.7SF, 4000[rpm])	47
3.36	J に関する η (APC 10x7SF, 4000[rpm])	48
3.37	J に関する C_T (APC 10x4.7SF, 5000[rpm])	48
3.38	J に関する C_Q (APC 10x4.7SF, 5000[rpm])	49
3.39	J に関する η (APC 10x4.7SF, 5000[rpm])	49
3.40	J に関する C_T (APC 10x4.7SF, 6000[rpm])	50
3.41	J に関する C_Q (APC 10x4.7SF, 6000[rpm])	50
3.42	J に関する η (APC 10x4.7SF, 6000[rpm])	51
4.1	回転アーム試験装置	53
4.2	回転アーム試験装置の計測システム	53
4.3	計測システム 詳細図	54
4.4	回転アームの簡略図	55
4.5	プロペラ回転数制御系	56
4.6	プロペラ回転数の目標回帰直線と計測結果	58

4.7	電圧のステップ変化に対するプロペラ回転数 (パルス幅 1.16 [msec])	59
4.8	電圧のステップ変化に対するプロペラ回転数 (パルス幅 1.62 [ms])	59
5.1	後流渦の構造と配置速度の定義	62
5.2	時間 t におけるプロペラと後流渦との間の位置関係	67
6.1	ω_w, n_p の計測データと定常区間の抽出例	72
6.2	APC10x5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果 . .	76
6.3	APC10x5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果 . .	77
6.4	APC10x5E が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果 . .	77
6.5	APC10x5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果 .	78
6.6	APC10x5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果 .	78
6.7	APC10x5E が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果 .	79
6.8	APC10x5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果 . .	79
6.9	APC10x5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果 . .	80
6.10	APC10x5E が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果 . .	80
6.11	APC11x4.5E が $N_p = 3000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果 .	82
6.12	APC11x4.5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果 .	83
6.13	APC11x4.5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果 .	83
6.14	APC11x4.5E が $N_p = 3000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果	84
6.15	APC11x4.5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果	84
6.16	APC11x4.5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果	85
6.17	APC11x4.5E が $N_p = 3000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果 .	85
6.18	APC11x4.5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果 .	86
6.19	APC11x4.5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果 .	86
6.20	APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果	88
6.21	APC10x4.7SF が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果	89
6.22	APC10x4.7SF が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果	89
6.23	APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果	90
6.24	APC10x4.7SF が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果	90
6.25	APC10x4.7SF が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果	91
6.26	APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果	91
6.27	APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果	92
6.28	APC10x4.7SF が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果	92
6.29	APC10x4.7SF が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果	93

表目次

1.1	Brandt が使用した亜音速風洞	2
1.2	APC10x4.7SF が 4000 [rpm] で作動する場合の各風洞で実現可能な最低進行率	4
3.1	解析対象の諸元	28
3.2	ブレードの作動条件	29
3.3	プロペラの回転周波数, 解析のステップ時間	30
3.4	$\bar{J}_r, \bar{C}_{Tr}, \bar{C}_{Qr}$ の平均	31
3.5	$\tilde{J}_r, \tilde{C}_{Tr}, \tilde{C}_{Qr}$ の標準偏差	31
4.1	回転アーム試験装置 主要緒元	52
4.2	制御系の性能指標	57
4.3	PWM 信号のパルス幅とモータ回転数との関係	58
4.4	整定時間, 定常偏差	60
6.1	供試ロータの構成部品	70
6.2	試験装置の作動条件	71
6.3	定常区間の判定基準	71
6.4	定常性解析のためのパラメータ	72
6.5	APC10x5E が $N_{pref} = 4000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	75
6.6	APC10x5E が $N_{pref} = 5000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	75
6.7	APC10x5E が $N_{pref} = 6000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	76
6.8	APC11x4.5E が $N_{pref} = 3000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	81
6.9	APC11x4.5E が $N_{pref} = 4000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	81
6.10	APC11x4.5E が $N_{pref} = 5000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	82
6.11	APC10x4.7SF が $N_{pref} = 4000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	87
6.12	APC10x4.7SF が $N_{pref} = 5000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	87
6.13	APC10x4.7SF が $N_{pref} = 6000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量	88

第1章

序論

プロペラの空力特性は、航空機のダイナミクスに影響を与える重要なパラメータの一つである。プロペラの特性は、ホバー飛行条件下では主にロータの回転数に関して変化する一方で、非ホバー飛行条件下ではロータの回転数のみならず、機体の飛行速度、姿勢角、風外乱に起因して変化する [1]。そのため、有人の回転翼機に使用される大型のプロペラの特性は、古くから盛んに調査されてきた [2-11]。現代においても、これらの調査から得られた知見は、ロータブレードの設計や性能推算に活用されている [12-14]。

マルチロータ無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle; UAV) に使用される小型のプロペラの特性は、十分に解析されていない。マルチロータ UAV の状態量は、プロペラから生成される空気力によって制御されるため、特性が十分解析されていないプロペラを用いたマルチロータ UAV のダイナミクスモデルが、動特性解析に十分な精度を有しているとは言えない。そのため、小型のプロペラの特性を明らかにし、マルチロータ UAV のダイナミクスのモデリングに適用すれば、高い精度の飛行モデルを作成することができる。

以上の背景から、近年では、小型のプロペラの特性が、盛んに解析されている。その解析手法は、主に計測試験と数値解析に大別される。

風洞試験は、プロペラの特性の計測手法としてしばしば用いられている。代表的な計測例として、著者は、Brandt らの研究を例示する [15, 16]。Brandt らは、小型の UAV に使用されるプロペラの低レイノルズ数領域における特性を風洞試験によって調査した。

Brandt が使用した亜音速風洞の緒元を Table 1.1 に示す。また、計測実験の外観を Fig. 1.1 に示す。プロペラないし計測システムは、流路の天井から伸びた支柱に対して、気流に正対するように取り付けられている。任意のレイノルズ数から実験時のプロペラの回転数、風洞の出力気流速度を算出した後に、プロペラ、アームの順に作動され、計測を行う。その後、風洞の気流速度の補正を通して、レイノルズ数および進行率の補正を施す。

Table 1.1 Brandt が使用した亜音速風洞

Type	Open-return
Contraction ratio	7.5 : 1
Test section	0.853 [m] × 1.219 [m] × 2.438 [m]
Airspeed range	2.34 [m/s] – 71.53 [m/s]
Turbulence	0.4 %
Sampling rate of road cell	10000 [Hz]
Sampling rate to measure propeller speed	20000 [Hz]

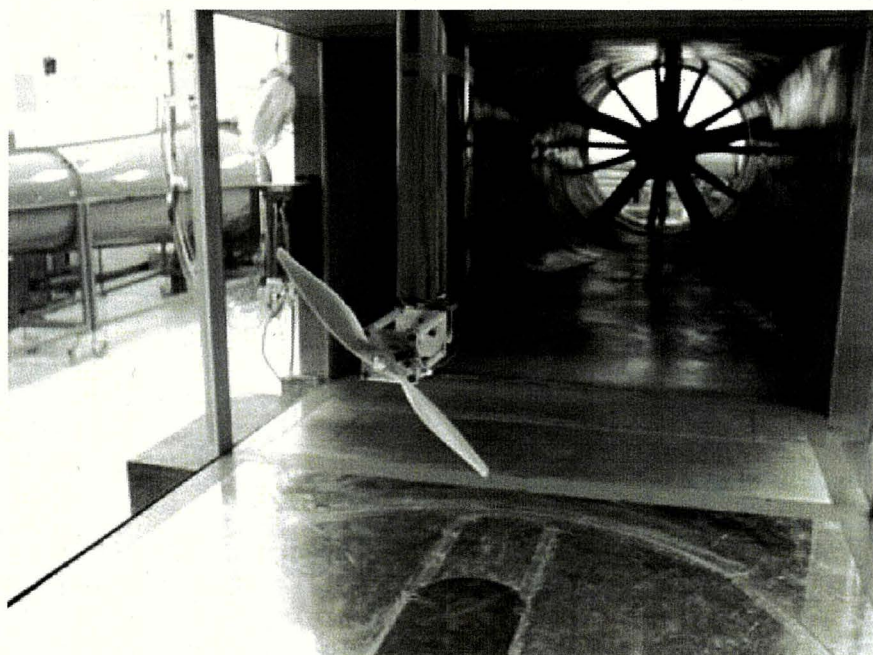


Fig. 1.1 Brandt らの計測実験の外観

Brandt らは、計測した特性をデータベース化・公表している。これらのデータは、しばしば他の調査グループによって得られた計測試験・数値計算の結果と比較されている。例えば、Silvestre らは、数種類のプロペラの特性を風洞試験によって計測し、その結果を Brandt らのデータと比較している [17].

最近では、単一のプロペラの特性計測のみならず、無人航空機に実装されたプロペラの空力特性を風洞試験によって計測した調査も存在する [18]. また、機体の姿勢や対地高度に関して変化する特性の計測を行っている事例もある。これらの代表的な研究例として、以下の先行研究が挙げられる。

- Theys は、プロペラの回転面が流入する気流に対して傾斜している場合のプロペラの特性を、風洞試験によって計測した [19].
- Bronz らは、飛行中の UAV 上で作動しているプロペラの空気力を実時間で計測システムを開発した [20].
- Curtiss らは、地面付近をホバリング中のマルチコプターに関して、低進行率領域における地面効果を伴うロータの空気力学について議論し、その状況におけるプロペラの特性を計測した [21].

一方、数値計算では、二次元翼理論に基づく特性のモデリングや CFD が、代表的な手法として挙げられる。前者の分野では、翼端での失速や後流渦生成時のエネルギー損失といった、現実の空力現象を考慮したモデリングが、示されている。著者は、以下のものを代表的な調査として例示する。

- Cummings は、静止大気中で作動するプロペラの特性の数値的に予測する手法を提案した [22].
- MacNeill らは、プロペラ回転面で生じる失速効果を考慮した特性を解析するための翼素運動量理論を提案した [23].
- Khan らは、前進飛行中の UAV 上で作動するプロペラモデルを作成し、前進飛行中のロータの特性を数値的に解析した [24].

これらの調査は、高い進行率で作動している推進用のロータの特性を解析の対象としている。ここで、進行率 J は、プロペラの回転軸方向の対気速度 U_a とブレード翼端の接線方向の対気速度 U_t の比であり、式 (1.1) によって定義される。

$$J = \frac{U_a}{U_t} \quad (1.1)$$

マルチロータ UAV は、一般的に低速度で飛行し、ホバー飛行を多用するため、低進行率での特性が、重要となる。その一方で、低進行率での特性データは、現在でも非常に少ない。これは、低進行率での特性を解析することが困難であるためである。

Table 1.2 は, APC 社製のプロペラ APC10x4.7SF が, 4000 [rpm] で作動する場合に実現可能な最低進行率を示している. Table 1.2 より, 多くの風洞が 0 から 0.15 程度の進行率における特性の計測が困難となることが, 考えられる. さらに, 流れの一様性が保証される常用最低風速は, Table 1.2 中の最低風速を上回るため, 実際の最低進行率が増大し, 計測が不可能な領域が拡大する場合も考えられる. 本稿では, 風洞装置では実現が困難となる進行率領域を「低進行率領域」と呼称する.

Table 1.2 APC10x4.7SF が 4000 [rpm] で作動する場合の各風洞で実現可能な最低進行率

風洞名	形式	最低風速	最低進行率
UIUC subsonic wind tunnel[15, 16]	Open-return	2.34 [m/s]	0.138
University of Washington Kirsten Wind Tunnel[26]	Closed-return	2.24 [m/s]	0.132
JAXA 2 [m] × 2 [m] 低速風洞 [27]	連続循環式	3.00 [m/s]	0.177
東北大学 小型低乱風洞 [28]	単路回流型	5.00 [m/s]	0.295
金沢工業大学 低乱風洞 [29]	単路吹き出し型	2.00 [m/s]	0.118

前述の通り, 風洞試験による低進行率領域におけるプロペラ特性の計測は, 風洞装置の出力最低風速の限界, 出力気流の不安定化の観点から困難であり, 得られる特性データの妥当性も低い. 同様に, 数値計算も, 低速ではブレードの大部分が失速し計算が発散するため, 計算精度の低下を引き起こす. そのため, 低進行率での特性を解析するための新たなモデリングおよび試験手法の開発は, 有用であると考えられる.

本研究は, 低進行率におけるプロペラの特性を解析する新たな手法として, 回転アームを用いた解析を提案する. 回転アームは, 18 世紀, 物体の空力特性を計測するために, Robbins によって考案された装置である. Robbins は, 回転アームを用いて運動中の砲弾に作用する空気力を計測した. また, Smeaton は, Robbins の手法を改良して, 風車の羽根に働く揚力および抵抗を回転アームを用いて計測し, 揚力方程式を論証した [30]. 現代においても, 回転アームは, 次のような調査に利用されている.

- Mulkens らは, 回転アームを用いて航空機の旋回飛行を地上で再現し, 横・方向の安定微係数の計測を実施した [31, 32].
- Gill らは, 回転アームを用いて旋回中の主翼の上半角効果を試験的に検証した [33].
- Lilienthal は, 回転アーム施設を利用して, 平板やグライダー翼などに生じる揚力・抗力を計測した [34].
- Davies らは, 回転アームと風洞を併合した試験施設で, 亜音速領域におけるロケットの空力特性を計測した [35]. さらに, 彼らは, 彼らが得た結果に基づいて, アーム長が

8.3 [m] 程度の大型の回転アーム試験施設の設計法を示している [36].

- Diasinos らは, Davies らの試験施設を用いて, 旋回中の自動車に生じる空気力を計測した [37].

プロペラの特性を計測するために開発された回転アーム装置を Fig. 1.2 に示す. 回転アームでプロペラの特性を計測する場合, 回転することができる水平のアームの一端に計測対象のロータを取り付け, ロータを作動させながらアームを回転させることで, ロータが上昇・降下する時の特性を計測することができる. プロペラとアームの角速度は, ブラシレスサーボモータを用いてそれぞれ独立して制御することができるので, ロータの任意の作動状態を実現することができる. この機能によって, 風洞試験に比べて, 低進行率領域におけるロータの特性の計測を容易に実施することができる. 以上の事実から, 回転アームは, $J = 0$ となる場合を含む低進行率領域の空力特性を計測するのに適した装置であると考えられる.

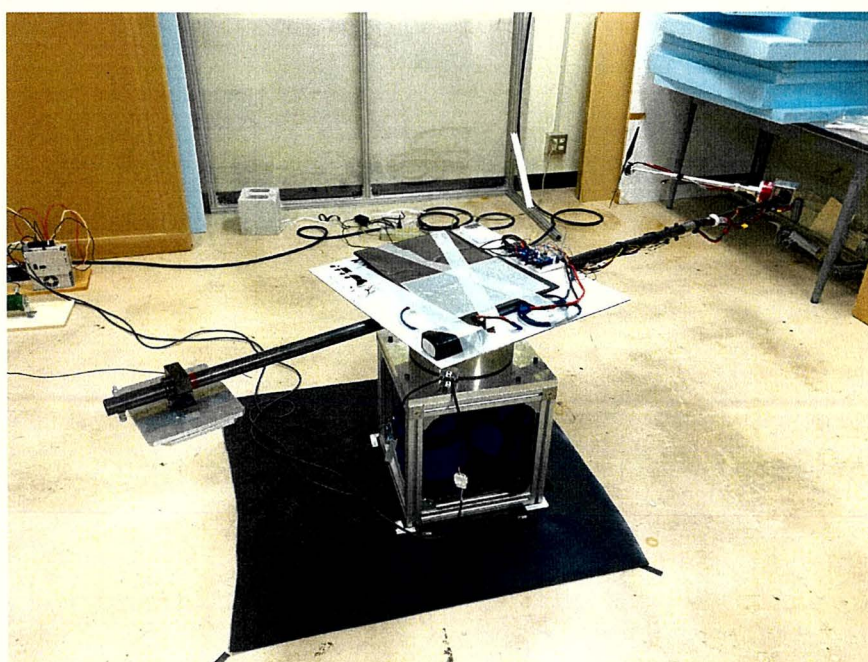


Fig. 1.2 回転アーム試験装置

著者らは, 回転アームを用いてマルチロータ UAV に使用される小型のプロペラの特性を計測した [38, 39]. その結果, 回転アームを用いて進行率がゼロ近傍ないし負となる場合の特性を計測できることを実証した.

上述の研究のように, 回転アームを用いて物体の空力特性を計測している事例がある一方で, 回転アームを用いたプロペラの特性解析を行った事例は, 存在しない. そのため, 回転アーム上で周回するプロペラの定常特性の計測手法および計算手法が, 確立されておらず, この事実が, 回転アームが利用されない一因となっている. さらに, 回転アーム上のプロペラの

特性は、アームやプロペラの回転に起因して生じる渦が誘導する流れ場の影響を受けて変化する一方、これらの流れ場を考慮したプロペラの定常特性の補正手法や試験データの妥当性の評価手法などは、提案されていない。

上記の問題を解決すれば、回転アームを用いたプロペラの特性の解析のための新たな手法が、確立されると言える。回転アームを用いた解析手法を確立することができれば、回転アームを利用して、これまで解析が困難であった低速度で飛行するプロペラの特性の解析を容易に実行することができる。さらに、得られる特性データは、機体のモデリングや、ブレードの性能を評価するための指標などに利用することができるため、有用であると考えられる。延いては、回転アームを用いたプロペラ特性の解析および計測データが、マルチロータ UAV のモデリング・飛行シミュレーションの高精度化に重大な貢献を果たすことを期待できる。

本研究の目的は、回転アームを用いた低進行率領域におけるプロペラの特性の解析手法を示すことである。研究目的の達成のために、回転アームを用いる場合の特性を解析するための理論的手法および試験的手法を示し、それらの妥当性を検証するための数値計算および計測試験を実施する。

理論的な解析手法では、初めに、回転アーム上で周回するプロペラの特性のモデリングを述べる。次に、回転アームの周囲に生じる渦がブレードに誘導する速度場を考慮して、空力特性を補正する手法を示す。最後に、3種類のプロペラを回転アーム上で作動させる際に得られる特性を計算する。それらの結果の妥当性は、既存の風洞試験のデータと比較することで評価される。

試験的な解析手法では、回転アーム試験を用いたプロペラの特性の計測理論を示す。また、プロペラの後流渦によって誘導される速度場を考慮して、試験データの補正する手法を示す。回転アーム試験の有効性と補正手法の妥当性は、風洞試験データと比較することで議論される。

本論文は、以下の章によって構成される。

- 第 1 章は、本研究の背景と意義を示す。
- 第 2 章は、回転アーム上で周回するプロペラの空力特性のモデリングを示す。始めに、プロペラの後流渦やアームの旋回流の誘導速度場を考慮して、回転アーム上で作動するブレードの対気速度場のモデリングが、示される。次に、作成された対気速度場モデルに基づいて、周回するプロペラの定常特性のモデリングが、示される。周回するプロペラの特性は、ハイブリッド翼素運動量理論を用いて決定される。
- 第 3 章は、第 2 章で示されたモデルを用いて、回転アーム上で周回するプロペラの定常特性を計算する。計算された特性の妥当性は、既存の風洞試験のデータと比較し、それらの整合性を評価することで検証される。
- 第 4 章は、低進行率領域におけるプロペラの特性を計測する手法を示す。計測のために

開発した回転アーム装置と計測理論，計測手順が，述べられる。

- 第5章は，回転アーム試験によって得られるプロペラ特性データの補正手法を示す。試験によって計測される推力と空力トルクの計測データから後流渦の誘導速度場を計算するモデルが，導出される。さらに，作成されたモデルを用いてブレードの進行率を推定する手法が，示される。
- 第6章は，回転アーム試験例を示し，提案する補正手法の妥当性を統計的に評価する。補正された進行率に関するプロペラ特性の妥当性は，既存の試験データと比較することで検証される。
- 第7章は，本論文の結論を示す。

第2章

モデリング

本章では、回転アーム上で周回するプロペラの特性のモデリングを行い、プロペラの特性を数値的に計算するための手法を示す。回転アームは、低進行率で作動するプロペラの特性を計測するのに有効な装置である。回転アーム試験は、風洞試験と比べて、試験装置由来の問題を考慮する必要がない一方で、プロペラから生じる後流渦やアームの回転に起因する旋回流などの影響を考慮して、進行率を適切に決定する必要がある。

始めに、上記の渦によって誘導される速度場のモデルを示す。次に、提案される誘導速度場モデルに基づいて、周回するプロペラの進行率・定常特性のモデリングを行う。さらに、得られたモデルを用いて、周回するプロペラの特性を数値的に解析する手法・手順を示す。周回するプロペラの特性は、ハイブリッド翼素運動量理論を用いて決定される。

2.1 問題の定義

Fig. 2.1 は、プロペラの特性を計測するための回転アームの構造を示している。アームの回転軸は、一定の角速度 ω_w で回転する。アームは、アームの回転軸に水平に取り付けられた片持ち梁である。^{*1}プロペラ（直径 D_p 、ブレード数 B ）は、アームの先端に取り付けられている。プロペラは、一定の角速度 ω_p で回転し、推力 T 、空力トルク Q を生成しているとする。プロペラの回転軸は、プロペラの回転中心 O_p の周回軌道の接線と一致するように取り付けられる。プロペラの回転中心 O_p からアームの回転軸 z_w 軸までの距離（すなわち、プロペラの周回軌道の半径）を l_w とする。

^{*1} アームは、通常、アームとプロペラの後流の間の空力的な干渉を減らすために曲がった形状になっている。

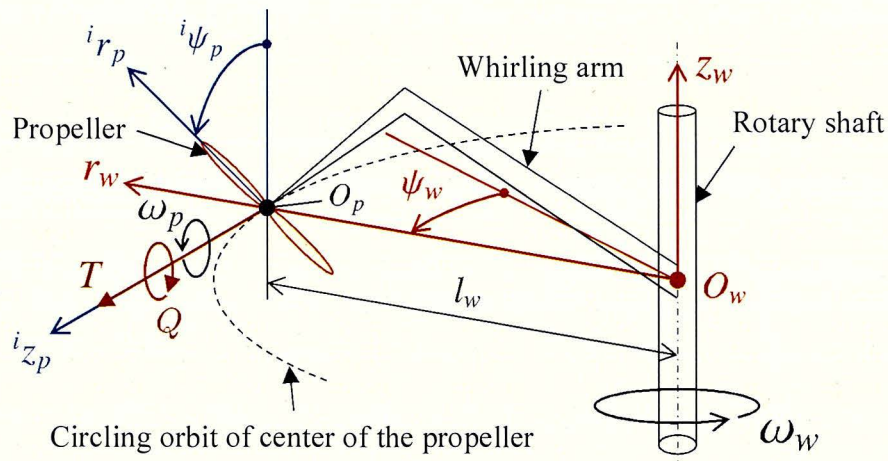


Fig. 2.1 ブレード座標系とアーム座標系

2.2 座標系の定義

本論文では、速度場のモデリングのために3つの座標系を用いる。

第一に、 $i = 1, 2, \dots, B$ 番目のブレードの構成要素である翼素の位置を表すために、ブレード座標系 $O_p - ({}^i r_p, {}^i \psi_p, {}^i z_p)$ を、Fig. 2.1 に示されるように定義する。 ${}^i r_p$ 軸は、 i 番目のブレードに沿って設定され、ブレードと一緒に回転する。 ${}^i z_p$ 軸は、プロペラの回転軸と一致し、プロペラの進行方向が正方向となるように設定される。回転角 ${}^i \psi_p$ は、 i 番目のブレードの回転を示し、垂直上向きの位置を回転の基準とする。本論文では、 O_p を、「現在のプロペラの位置」と呼ぶことにする。

第二に、Fig. 2.1 に示されるように、アーム座標系を定義する。 z_w 軸は、アームの回転軸と一致するように設定されるため、アームの回転面に垂直となる。原点 O_w は、点 O_p の周回軌道の中心となるように設置される。角度 ψ_w は、アームの回転角度である。 r_w 軸は、点 O_w から点 O_p に向かって定義される。

第三に、後流渦を構成する渦糸の座標系を定義する。プロペラの後流渦が、 b 本の螺旋状の渦糸で構成されていると仮定する。渦糸の座標系は、Fig. 2.2 に示されるように、 i 番目のブレードによって生成された j 番目の後流渦の k 番目の渦糸に対して定義される。離散化された後流渦モデルの詳細と渦糸の番号付けは、2.4 節で説明される。

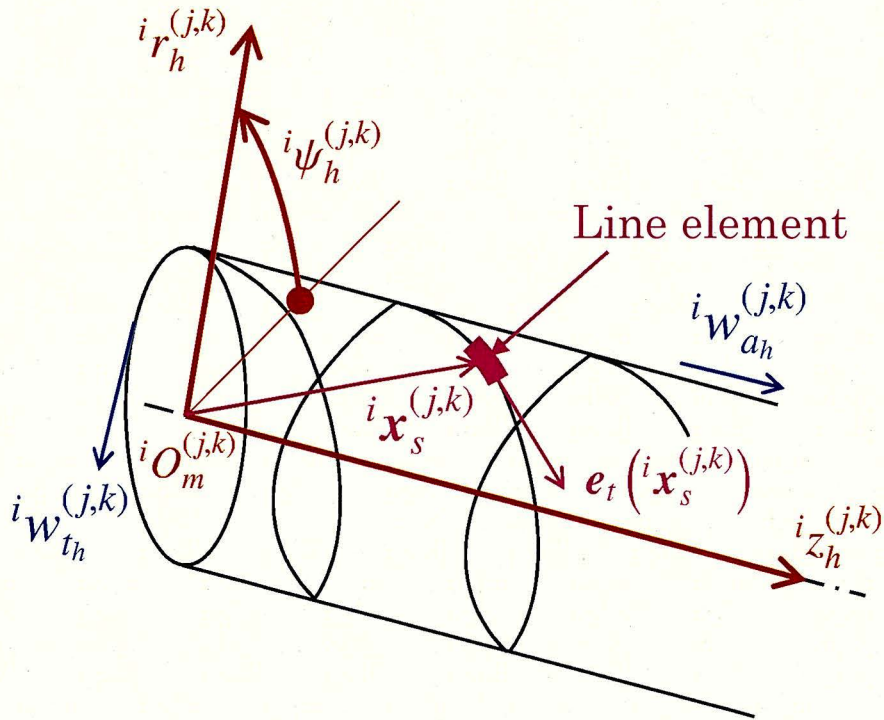


Fig. 2.2 渦糸の座標系

$iO_m^{(j,k)}$ を、「 i 番目のブレードから生成された j 番目の後流渦における k 番目の渦糸の位置」と呼ぶことにする。 $iO_m^{(j,k)}$ からこの座標系に属する渦糸上の線素までの位置ベクトルは、 $i\mathbf{x}_s^{(j,k)}(i r_h^{(j,k)}, i\psi_h^{(j,k)}, i z_h^{(j,k)})$ として表される。ベクトル $e_t(i\mathbf{x}_s^{(j,k)})$ は、渦糸上の線素の位置ベクトル $i\mathbf{x}_s^{(j,k)}$ の単位接線ベクトルを示す。点 $iO_m^{(j,k)}$ から i 番目のブレードの半径 r_p での翼素までの位置ベクトルは、 $i\mathbf{x}_h^{(j,k)}(i r_p)$ として表される。 j 番目の後流渦が生成される時間を t_j とする。 $t = t_j$ ならば、全ての k について $iO_m^{(j,k)} = O_h^{(j)}$ として示される。ここで、 $O_h^{(j)}$ は、 j 番目の後流渦における全ての渦糸の共通の初期位置を示している。

j 番目の後流渦に含まれる全ての渦糸は、 $i z_h^{(j,k)}$ 軸に沿って個々の速度で移動する。それぞれの渦糸は、一定の軸方向速度 $i w_{ah}^{(j,k)}$ と一定の接線方向速度 $i w_{th}^{(j,k)}$ を有している。これらの速度は、 j 番目の後流が生成されたときの k 番目の翼素の位置で誘導された速度と等価であるとし、すなわち、 $i w_{ah}^{(j,k)} = v_a(i r_p)|_{t=t_j}$ 、 $i w_{th}^{(j,k)} = v_t(i r_p)|_{t=t_j}$ とする。点 $iO_m^{(j,k)}$ も、 $i w_{ah}^{(j,k)}$ の $i z_h^{(j,k)}$ 軸に沿って移動する。 $i\psi_h^{(j,k)}$ の基準は、 $t = t_j$ での i 番目のブレードの位置であるとする。

2.3 ブレードの対気速度のモデリング

i 番目のブレードのブレード要素の対気速度を $\mathbf{U}({}^i r_p) = [U_a({}^i r_p), U_t({}^i r_p)]$ とする. 2.4 節における議論より, 対気速度成分 U_a, U_t は, それぞれ式 (2.1), (2.2) のように表される.

$$U_a({}^i r_p) = (l_w + {}^i r_p \cdot \sin {}^i \psi_p) \omega_w + u_{a_h}({}^i r_p) + u_{a_w}({}^i r_p) \quad (2.1)$$

$$U_t({}^i r_p) = {}^i r_p \cdot \omega_p + u_{t_h}({}^i r_p) + u_{t_w}({}^i r_p) \quad (2.2)$$

式 (2.1), (2.2) の右辺の第一項は, プロペラとアームの機械的な回転によって決定される対気速度成分を表す. その他の項は, 周囲の渦によって誘導される成分を表す.

2.4 周囲の渦によって誘導される考慮すべき速度場

アームの回転は, アームの回転面の近傍で旋回流を引き起こす. 本論文では, この旋回流が, 層流境界流であり, プロペラの後流と干渉しないことを仮定する. 境界層流の速度場は, Fig. 2.3 に示されるように, $\mathbf{u}_w = [u_{r_w}, u_{\psi_w}, u_{z_w}]$ として表す.

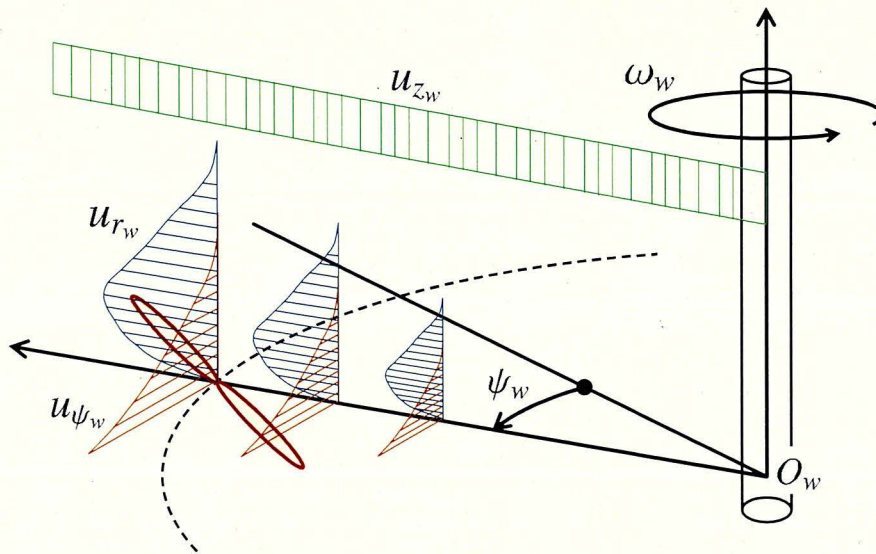


Fig. 2.3 境界層の周りに誘導される速度場

周回するプロペラの後流は, プロペラの周回軌道の周りで伸長する別の流れを引き起こす. Fig. 2.4 は, 後流の時間発展の離散化された過程を示している.

任意の微小時間 Δt を用いることで, 時間 t は, $t = t_s := \Delta t \cdot s$ として離散化される. ここで, $s = 0, 1, \dots$ は, 正の整数であり, 本論文は「ステップ」と呼ぶことにする. プロペラが周回するにつれて, すべての Δt でプロペラの後方に後流が生成され, 時間の経過とともに

ブレードから分離すると仮定する。

最初の後流は、 $t = 0$ でプロペラの後方に生成される。 $t = t_s$ では、 $(s + 1)$ 本の後流が存在し、アームの回転角は、 $\psi_w = \omega_w \cdots \Delta t$ となる。生成された後流には、Fig. 2.4 に示されるように、生成された順番を示すためのインデックス $j = 1, 2, \dots, s$ を設定する。

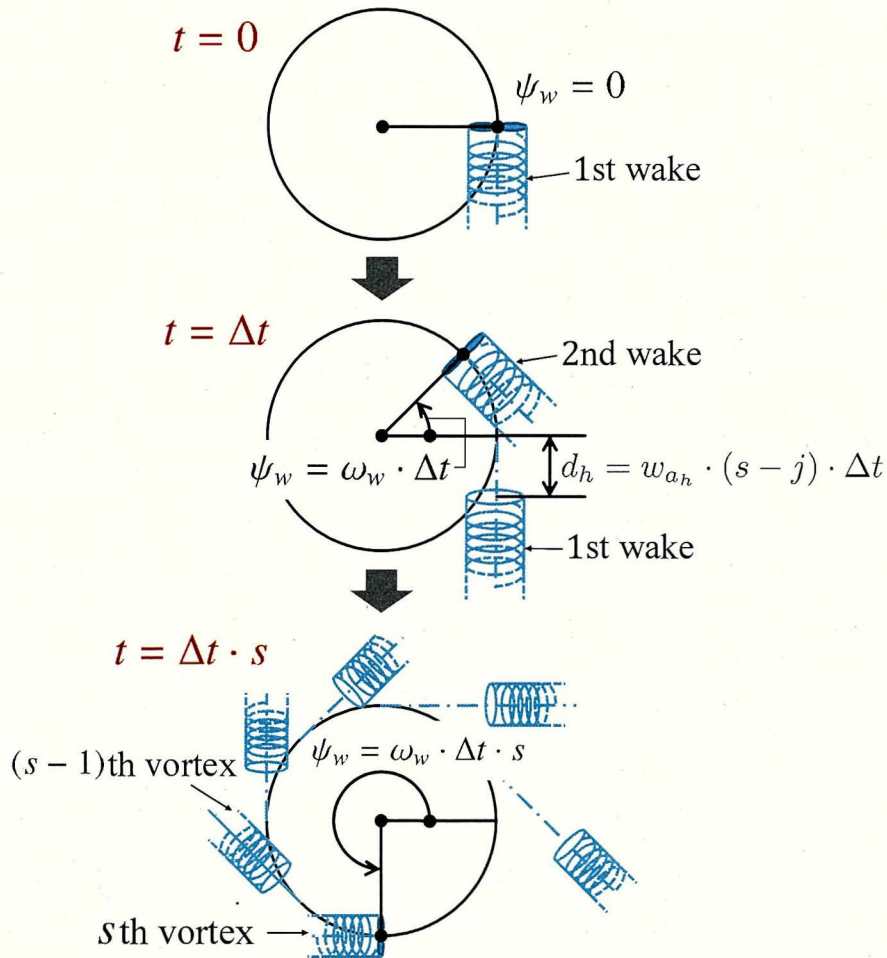


Fig. 2.4 後流渦が生成される過程

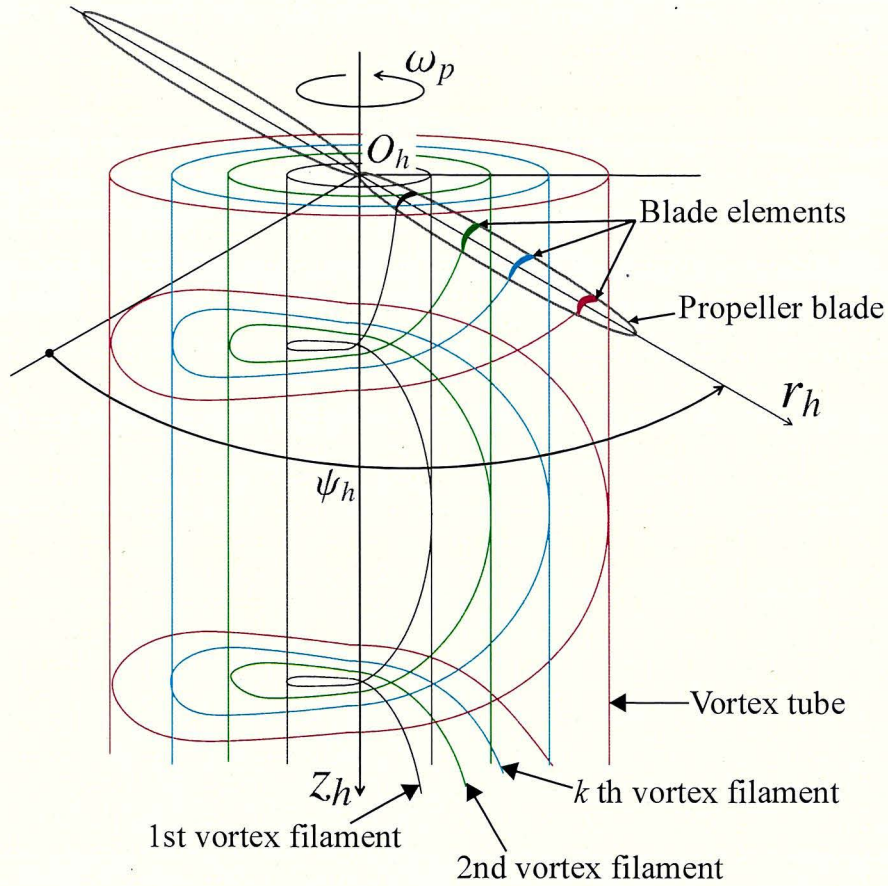


Fig. 2.5 螺旋状の渦糸のナンバリング

Fig. 2.6 は、 $i \mathbf{x}_h^{(j,k)}$ ($i r_p$) の位置にある翼素と i 番目のブレードによって生成される j 番目の後流に含まれる k 番目の渦糸上の $i \mathbf{x}_s^{(j,k)}$ の位置にある線素との間に相対的な位置関係を示している。

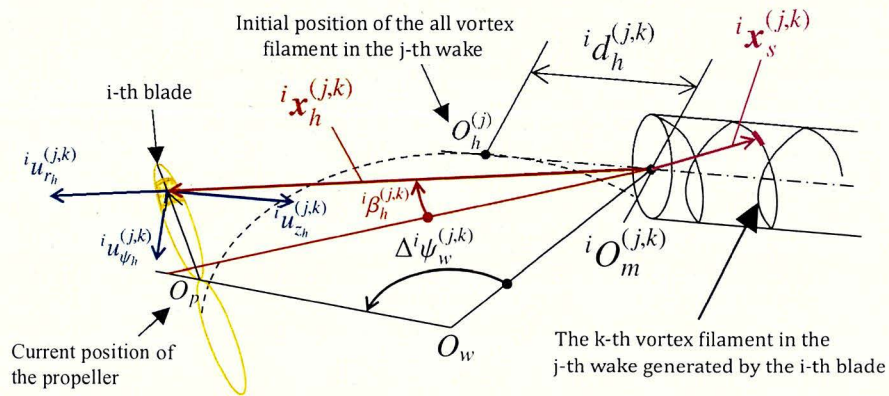


Fig. 2.6 後流渦と誘導速度場

微小時間 Δt の間にプロペラの周回と後流の運動に起因して生じる角度は、式 (2.3) のよ

うに定義される.

$$\Delta^i \psi_w^{(j,k)} = \angle O_p O_w^i O_m^{(j,k)} = \psi_w - \psi_{w_h}^{(j)} + \arccos \left[\frac{i d_h^{(j,k)}}{l_w} \right] \quad (2.3)$$

式 (2.3) 中の $i d_h^{(j,k)} = i w_{a_h}^{(j,k)} \cdot (s - j) \cdot \Delta t$ は, j 番目の後流が生成された後に経過した時間 $(t - t_j)$ の間に k 番目の渦糸が進行する距離である. また, 角度 $\psi_{w_h}^{(j)}$ は, j 番目の後流が生成される時のアームの回転角を示している.

i 番目のブレードから生成される j 番目の後流に含まれる k 番目の渦糸は, 翼素に速度場 $i \mathbf{u}_h^{(j,k)}(i r_p) = [i u_{r_h}^{(j,k)}, i u_{\psi_h}^{(j,k)}, i u_{z_h}^{(j,k)}]$ を誘導する. j 番目の後流によって誘導される速度場は, j 番目の伴流に含まれる全ての渦糸によって誘導される速度場の総和として表される.

2.5 後流渦の誘導速度場のモデリング

本節では, 後流渦がブレードに誘導する速度場のモデリングの着想と手法について述べる. 提案されるモデリングの基本的な考え方は, 軸方向に前進するプロペラの後流によって引き起こされる速度場のモデリングに適用されるパネル法に類似したものである.

プロペラが軸方向に前進している時, プロペラの後ろに円柱状の後流が生成される. このとき, 後流の中心軸は, プロペラの回転軸を一致している. その一方で, 周回するプロペラにおいては, プロペラの後方で発生する後流が, アームの回転に伴って伸長し, 周回軌道の周囲を旋回する螺旋状の後流を形成する.

これは, パネル法を本稿における問題に適用することが, 周囲の複数の後流との間の空気力学的な相互作用を計算するため, その結果として, 解析のために膨大な計算回数が必要になることを意味する. したがって, 提案する手法では, 螺旋状の渦管の間の空気力学的な相互作用を無視する. このモデリングの簡略化の妥当性は, 3.3.2 項での風洞試験との比較によって確認される.

本論文では, 2.4 節で説明されているように, 離散的な後流モデルが採用されている. 螺旋状の後流は, Fig. 2.4 に示されるように, 複数の直線円柱状の離散的な後流によって近似される. 周回するプロペラの特徴は, これらの後流の誘導速度場を考慮して決定される必要がある.

本論文では, 生成された後流に以下の仮定を設ける.

- プロペラの後流が, 半径方向および周方向に拡散しない.
- プロペラの後流が, 他の後流やアームの境界層流れと連結しない.

以上の仮定の下で, プロペラの後流は, 円柱上の半無限の螺旋状の渦管 [40] としてモデル化される. Okulov[41] らは, 螺旋渦管の誘導速度モデルを提案している. Okulov らの手法に基づ

いて、複数の螺旋状の渦管が周回するブレード上の翼素に誘導する速度場をモデル化する。

渦線の微小要素である線素の長さを dl とする。全ての線素が、微小のベクトルポテンシャル $d^i \mathbf{A}_h^{(j,k)}$ を有していると仮定する。Biot-Savart の法則より、 $d^i \mathbf{A}_h^{(j,k)}$ は、式 (2.4) のように与えられる。式 (2.4) 中の ${}^i \Gamma_h^{(j,k)}$ は、線素の中心軸の周りの循環を示す。

$$d^i \mathbf{A}_h^{(j,k)} \left({}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)} \right) = \frac{{}^i \Gamma_h^{(j,k)} \left({}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)} \right)}{4\pi} \cdot \frac{\mathbf{e}_t \left({}^i \mathbf{x}_s^{(j,k)} \right)}{\left\| {}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)} - {}^i \mathbf{x}_s^{(j,k)} \right\|} dl \quad (2.4)$$

Ossen のモデル [42] によれば、 ${}^i \Gamma_h^{(j,k)}$ は、式 (2.5) のように与えられる。式 (2.5) 中の ${}^i \Gamma_0^{(j,k)}$ は、二次元の翼型理論より、 i 番目のブレード上の半径 ${}^i r_p$ の位置における翼素の周りの循環と等価である。本論文では、 ${}^i \Gamma_0^{(j,k)}$ が、渦糸のあらゆる位置で一定であると仮定する。

$${}^i \Gamma_h^{(j,k)} \left({}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)} \right) = {}^i \Gamma_0^{(j,k)} \left[1 - \exp \left(- \frac{\left\| {}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)} - {}^i \mathbf{x}_s^{(j,k)} \right\|^2}{4\nu (t - t_j)} \right) \right] \quad (2.5)$$

微小の速度場 $d^i \mathbf{u}_h^{(j,k)}$ は、式 (2.4) のベクトルポテンシャルの回転を計算することで、式 (2.6) のように表される。ここで、式 (2.6) 中の ∇ は、円筒座標系における微分演算子である。

$$d^i \mathbf{u}_h^{(j,k)} = \nabla \times d^i \mathbf{A}_h^{(j,k)} \quad (2.6)$$

1 本の渦糸によって誘導される速度場は、式 (2.7) を渦線の長さ l について積分することで、式 (2.7) のように表すことができる。

$${}^i \mathbf{u}_h^{(j,k)} \left({}^i r_p \right) = \int_l \left[\frac{d^i \mathbf{u}_h^{(j,k)} \left({}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)} \left({}^i r_p \right) \right)}{dl} \right] dl \quad (2.7)$$

本論文では、計算の簡単化のために式 (2.7) の近似解である Kapteyn 級数モデルを用いる。

渦糸の座標系における ${}^i \mathbf{u}_h^{(j,k)}$ の成分を用いることで、 i 番目のブレード上の翼素の誘導速度場の軸方向成分と接線方向成分は、式 (2.8), (2.9) のように表される。式 (2.8), (2.9) 中の

${}^i\beta_h^{(j,k)}$ は, 式 (2.10) で表される.

$${}^iV_{a_n}^{(j,k)}({}^i r_p) = {}^i u_{z_h}^{(j,k)} \cdot \cos \Delta {}^i \psi_w^{(j,k)} + \left[{}^i u_{r_h}^{(j,k)} \cdot \cos {}^i \beta_h^{(j,k)} + {}^i u_{\psi_h}^{(j,k)} \cdot \sin {}^i \beta_h^{(j,k)} \right] \cdot \sin \Delta {}^i \psi_w^{(j,k)} \quad (2.8)$$

$${}^iV_{t_h}^{(j,k)}({}^i r_p) = \left[{}^i u_{\psi_h}^{(j,k)} \cdot \cos {}^i \beta_h^{(j,k)} - {}^i u_{r_h}^{(j,k)} \cdot \sin {}^i \beta_h^{(j,k)} \right] \cdot \cos {}^i \psi_p + \left[{}^i u_{z_h}^{(j,k)} \cdot \sin \Delta {}^i \psi_w^{(j,k)} - \left\{ {}^i u_{r_h}^{(j,k)} \cdot \cos {}^i \beta_h^{(j,k)} + {}^i u_{\psi_h}^{(j,k)} \cdot \sin {}^i \beta_h^{(j,k)} \right\} \cdot \cos \Delta {}^i \psi_w^{(j,k)} \right] \cdot \sin {}^i \psi_p \quad (2.9)$$

$${}^i\beta_h^{(j,k)}({}^i r_p) = \arcsin \left[\frac{{}^i r_p \cdot \cos {}^i \psi_p}{\|{}^i \mathbf{x}_h^{(j,k)}({}^i r_p)\|} \right] \quad (2.10)$$

式 (2.8), (2.9) に基づいて, 離散時間 t_s までに生成された複数の後流によって誘導される最終的な対気速度成分が, 式 (2.11), (2.12) として得られる.

$$u_a({}^i r_p) = \sum_{l=1}^B \sum_{m=1}^{s+1} \sum_{n=1}^B [{}^l V_{a_n}^{(m,n)}({}^i r_p)] \quad (2.11)$$

$$u_t({}^i r_p) = \sum_{l=1}^B \sum_{m=1}^{s+1} \sum_{n=1}^B [{}^l V_{t_h}^{(m,n)}({}^i r_p)] \quad (2.12)$$

2.6 アーム旋回流の誘導速度場のモデリング

2.4 節の仮定より, 回転円盤の近傍の境界層流れのモデルを, アームの回転によって生じる旋回流の誘導速度場のモデリングに適用する. 本論文は, Imayama[43] の誘導速度モデルを採用する.

円筒座標系において支配的な Navier-Stokes 方程式を数値的に解くために, 式 (2.13) に示される無次元速度 ($F(\zeta)$, $G(\zeta)$, $H(\zeta)$), 無次元圧力 $I(\zeta)$ を導入し, 支配方程式を無次元化する. 式 (2.13) 中の ζ は, アームの回転面から見た翼素の無次元高さである.

$$F(\zeta) = \frac{u_{r_w}}{r_w \omega_w}, \quad G(\zeta) = \frac{u_{\psi_w}}{r_w \omega_w}, \quad H(\zeta) = \frac{u_{z_w}}{\sqrt{\nu \omega_w}}, \quad I(\zeta) = \frac{P({}^i r_p)}{\rho \nu \omega_w} \quad (2.13)$$

無次元化された支配方程式は, 式 (2.14), (2.15), (2.16) のように表される.

$$F^2(\zeta) + H(\zeta) \cdot \frac{\partial F}{\partial \zeta}(\zeta) - G^2(\zeta) - \frac{\partial^2 F}{\partial \zeta^2}(\zeta) = 0, \quad (2.14)$$

$$2 \cdot F(\zeta) \cdot H(\zeta) + H(\zeta) \cdot \frac{\partial G}{\partial \zeta}(\zeta) - \frac{\partial^2 G}{\partial \zeta^2}(\zeta) = 0, \quad (2.15)$$

$$H(\zeta) \cdot \frac{\partial H}{\partial \zeta}(\zeta) + \frac{\partial I}{\partial \zeta}(\zeta) - \frac{\partial^2 H}{\partial \zeta^2}(\zeta) = 0. \quad (2.16)$$

支配方程式 (2.14)–(2.16) を解くために、式 (2.17) に示される境界条件を適用する。これらの条件は、アームの回転面でのすべりなし条件を示す。

$$F(0) = 0, G(0) = 1, H(0) = 0, F(\infty) = 0, G(\infty) = 0 \quad (2.17)$$

Figure 2.7 は、式 (2.14)–(2.17) から数値的に得られた無次元速度を示す。数値積分のために、4 次精度の Runge-Kutta 積分法が、用いられる。この結果から、全ての無次元速度の変化が、 $\zeta > 8$ で収束し、一定値となることが分かる。

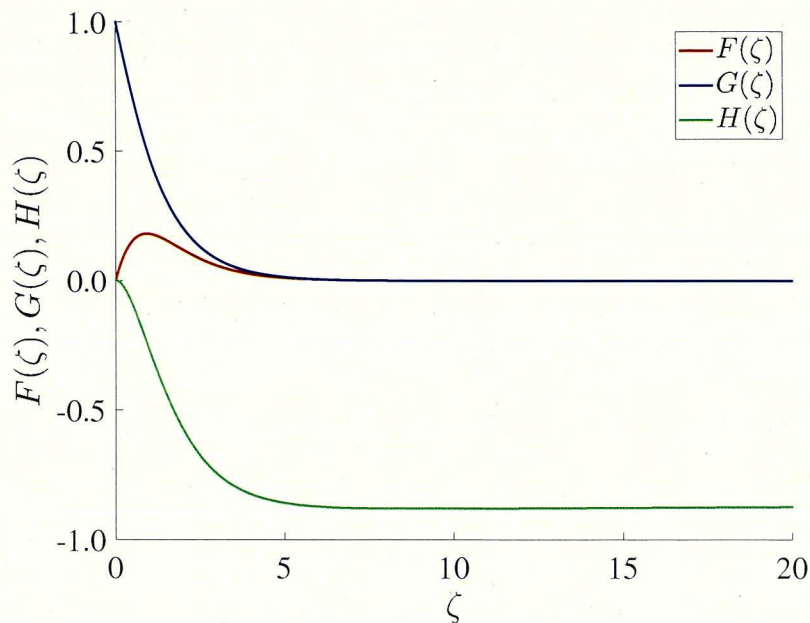


Fig. 2.7 無次元の高さに関連する無次元速度

アームの旋回流れが誘導する速度成分 $u_{aw}(^i r_p)$, $u_{tw}(^i r_p)$ は、円筒座標系において導出された速度成分 $u_{rw}(^i r_p)$, $u_{\psi w}(^i r_p)$, $u_{zw}(^i r_p)$ を用いることで、式 (2.18), (2.19) のように与えられる。

$$u_{a_w}({}^i r_p) = u_{\psi_w}({}^i r_p), \quad (2.18)$$

$$u_{t_w}({}^i r_p) = u_{r_w}({}^i r_p) \cdot \cos {}^i \psi_p - u_{z_w}({}^i r_p) \cdot \sin {}^i \psi_p. \quad (2.19)$$

2.7 プロペラ特性の定義

本論文では、プロペラの推力特性 C_T 、トルク特性 C_Q 、推進効率 η は、それぞれ式 (2.20), (2.21), (2.22) として定義する。

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot (n_p)^2 \cdot (D_p)^4} \quad (2.20)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho \cdot (n_p)^2 \cdot (D_p)^5} \quad (2.21)$$

$$\eta = \frac{1}{2\pi} \cdot J \cdot \frac{C_T}{C_Q} \quad (2.22)$$

ここで、式 (2.20), (2.21), (2.22) 中の J は、誘導速度場を考慮したプロペラの進行率を示す。本論文では、全てのブレードの形状が同一で、等間隔に配置されていると仮定する。このとき、 i 番目のブレードの瞬間的な進行率は、式 (2.23) のように与えられる。

$${}^i J = \frac{U_a({}^i \tilde{r}_p)}{U_t({}^i \tilde{r}_p)} \quad (2.23)$$

ここで、 ${}^i \tilde{r}_p$ は、 i 番目のブレードの代表半径を示す。代表半径の選択の妥当性は、3.3.1 項で議論される。 ${}^i J$ は、プロペラが定常に作動していても一定ではないことを注意されたい。これは、ブレードの回転に起因して、ブレードの軸方向の対気速度が周期的に変化するためである。

プロペラの回転によって変動する軸方向対気速度の相対誤差の最大値は、式 (2.24) のように表される。

$$\frac{(l_w + r_p)\omega_w - (l_w - r_p)\omega_w}{(l_w - r_p)\omega_w} = \frac{1 + \kappa}{1 - \kappa} - 1 \quad (2.24)$$

ここで、 $\kappa = r_p/l_w$ である。したがって、 $l_w \gg r_p$ ならば、この変動は、無視することができる。

式 (2.23) の定義より、プロペラの瞬間的な進行率は、式 (2.25) として表される。

$$J = \frac{1}{B} \sum_{i=1}^B [{}^i J] \quad (2.25)$$

プロペラの周囲の渦が誘導する速度場を無視するならば、全ての i において $U_t = {}^i\hat{r}_p \cdot \omega_p$ となる。したがって、 U_t は、 ${}^i\psi_p$ に関して変化しないことが分かる。プロペラが一回転する間の U_a の平均は、 $l_w \cdot \omega_w$ と等価である。この事実から、式 (2.25) を $J = (l_w \cdot \omega_w) / (\hat{r}_p \cdot \omega_p) := J_{app}$ のように書き直すことができる。本論文では、 J_{app} を見かけの進行率と呼ぶことにする。以前の調査 [38][39] では、 J_{app} が、プロペラ特性の調査に採用されていた。

現実には、周囲の渦の誘導速度場は、特性の計測において無視することができない効果をもたらす。これらの効果は、式 (2.23), (2.25) を用いることで考慮することができ、補正された特性を導出することができる。

特性計測の観点から、試験者は、一定の進行率に関する特性を計測するために、進行率の代表値を得る必要がある。その方策の一つとして、プロペラの一周期当たりの J の平均を回転アーム装置における代表的な進行率として採用することを提案する。進行率のプロペラの一周期当たりの平均は、式 (2.26) のように表される。

$$J_r = \frac{1}{f_p} \int_{t-f_p}^t J(\tau) d\tau \quad (2.26)$$

ここで、 $f_p = 2\pi/\omega_p$ は、プロペラの回転周期である。

2.8 プロペラの空気力のモデリング

本論文では、プロペラのモデリングに、ハイブリッド翼素運動量理論を用いる。ハイブリッド翼素運動量理論は、翼素運動量理論と翼素理論に基づくモデリングの手法であり、ホバー飛行以外の飛行をする時のプロペラの特性を解析するのに有用である。例えば、Khan[24] は、前進飛行におけるプロペラの空気力をハイブリッド翼素運動量理論を用いて解析している。本論文では、ハイブリッド翼素運動量理論を用いて、周回するブレードの軸方向および接線方向の誘導速度の r_p 方向の分布を求め、空気力を決定する。

i 番目のブレードにおける無次元半径 ${}^i\hat{r}_p = {}^i r_p / R_p$ の位置にある翼素について、翼素が誘導する速度場を求めるための非線形問題を定義する。 i 番目のブレードの無次元半径 ${}^i\hat{r}_p = {}^i r_p / R_p$ の位置にある翼素が、ブレードの回転軸方向に $v_a(r_p)$ 、接線方向に $v_t(r_p)$ の速度を誘導するものとする。これらが、それぞれ、 $\hat{v}_a({}^i\hat{r}_p) = v_a(r_p) / (n_p \cdot D_p)$ 、 $\hat{v}_t({}^i\hat{r}_p) = v_t(r_p) / (n_p \cdot D_p)$ として無次元化されるとき、 \hat{v}_a 、 \hat{v}_t は、各ブレードごとに式 (2.27) に示される非線形問題を解くことによって決定される。

Problem 1.

For given ${}^i\hat{r}_p$, find $\hat{v}_a({}^i\hat{r}_p), \hat{v}_t({}^i\hat{r}_p)$, s.t. (2.27)

$$\left[\frac{d^i C_T}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BEMT} (\hat{v}_a({}^i\hat{r}_p), \hat{v}_t({}^i\hat{r}_p)) = \left[\frac{d^i C_T}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BET} (\hat{v}_a({}^i\hat{r}_p), \hat{v}_t({}^i\hat{r}_p)), \quad (2.28)$$

$$\left[\frac{d^i C_Q}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BEMT} (\hat{v}_a({}^i\hat{r}_p), \hat{v}_t({}^i\hat{r}_p)) = \left[\frac{d^i C_Q}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BET} (\hat{v}_a({}^i\hat{r}_p), \hat{v}_t({}^i\hat{r}_p)). \quad (2.29)$$

式 (2.28), (2.29) の左辺は, 翼素運動量理論から導出される無次元の空気力の分布である。これらは, Adkins[12] らの手法に基づいて導出される。

Fig. 2.8 に示されるように, 半径 ${}^i r_p$ の位置にある翼幅 $d^i r_p$ の翼素について検査体積を設定する。この検査体積に流入・流出する流れは, 非粘性, 非圧縮の断熱流れであり, 軸方向の対気速度成分 $U_a({}^i r_p)$ と接線方向の対気速度成分 $U_t({}^i r_p)$ を有すると仮定する。

流れがブレードの回転面を通過する時, ブレードの近傍で生じる吹き下しに起因して, 各方向の速度成分が, 軸方向に $(U_a + v_a)$, 接線方向に $(U_t - v_t)$ に変化して, 検査体積から流出する。ここで, $v_a({}^i r_p), v_t({}^i r_p)$ は, ブレードが誘導する軸方向および接線方向の対気速度である。Fig. 2.9 の中のパラメータを用いれば, これらの分布は, 式 (2.30), (2.31) のように与えられる。

$$\left[\frac{d^i C_T}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BEMT} = \pi \cdot {}^i \hat{r}_p \cdot \left\{ \hat{U}_a({}^i \hat{r}_p) + {}^i \hat{v}_a({}^i \hat{r}_p) \right\} \cdot {}^i \hat{v}_a({}^i \hat{r}_p) \cdot E({}^i \hat{r}_p) \quad (2.30)$$

$$\left[\frac{d^i C_Q}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BEMT} = \frac{\pi}{2} \cdot ({}^i \hat{r}_p)^2 \cdot \left\{ \hat{U}_a({}^i \hat{r}_p) + {}^i \hat{v}_a({}^i \hat{r}_p) \right\} \cdot {}^i \hat{v}_t({}^i \hat{r}_p) \cdot E({}^i \hat{r}_p) \quad (2.31)$$

ここで, $\hat{U}_a({}^i \hat{r}_p) = U_a(r_p)/(n_p \cdot D_p)$ は, 翼素が誘導する軸方向の誘導速度の無次元量である。

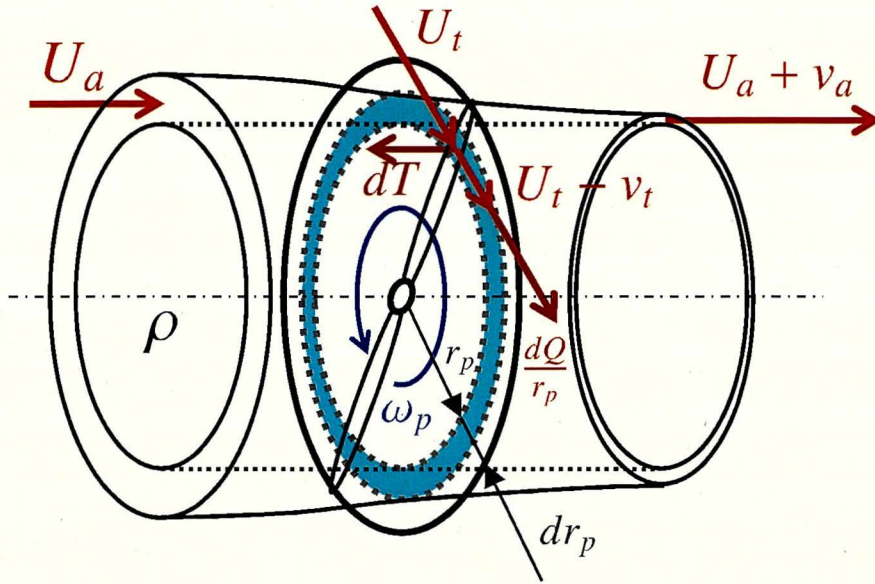


Fig. 2.8 検査体積と関連するパラメータ

式 (2.30), (2.31) において, E は, Prandtl の tip loss factor を示している. E は, ブレードの幾何形状と作動条件に関して変化する. 本論文における非線形問題では, i 番目のブレードの翼端における流れの流入角 ${}^i\phi_{tip}$ は, ブレードの回転角 ${}^i\psi_p$, 周囲の渦の誘導速度に依存して変化する. そのため, これらの要素の関数として表される E を選択する必要がある, McCormick[44] によって示された tip loss factor を用いる. McCormick の tip loss factor は, 式 (2.32) に示される.

$$E({}^i\hat{r}_p) = \frac{2}{\pi} \cdot \arccos \left[\exp \left(-\frac{B(1 - {}^i\hat{r}_p)}{2 \sin {}^i\phi_{tip}} \right) \right]. \quad (2.32)$$

式 (2.28), (2.29) の右辺は, 翼素理論から導出される無次元の空気力の分布である. これらは, McCormick[44] らの手法に基づいて導出される.

Fig. 2.9 は, 翼素の対気速度成分と空気力学的なパラメータ, および翼素によって生み出される微小の空気力を示している.

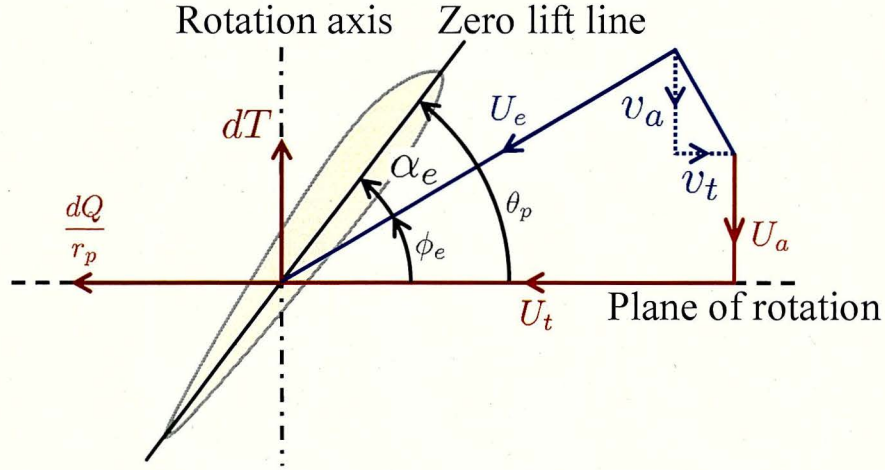


Fig. 2.9 翼素に生じる空気力とパラメータ

Fig. 2.9 の中のパラメータを用いれば、これらの分布は、式 (2.33), (2.34) のように与えられる。

$$\left[\frac{d^i C_T}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BET} = \frac{\pi}{8} \cdot \sigma \cdot \left[\left\{ \hat{U}_a(i\hat{r}_p) + \hat{v}_a(i\hat{r}_p) \right\}^2 + \left\{ \hat{U}_t(i\hat{r}_p) - \hat{v}_t(i\hat{r}_p) \right\}^2 \right] \cdot [C_l \cdot \cos(\phi_e(i\hat{r}_p)) - C_d \cdot \sin(\phi_e(i\hat{r}_p))] \quad (2.33)$$

$$\left[\frac{d^i C_Q}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BET} = \frac{\pi}{16} \cdot \sigma \cdot \left[\left\{ \hat{U}_a(i\hat{r}_p) + \hat{v}_a(i\hat{r}_p) \right\}^2 + \left\{ \hat{U}_t(i\hat{r}_p) - \hat{v}_t(i\hat{r}_p) \right\}^2 \right] \cdot [C_l \cdot \sin(\phi_e(i\hat{r}_p)) + C_d \cdot \cos(\phi_e(i\hat{r}_p))] \cdot i\hat{r}_p \quad (2.34)$$

ここで、 $\hat{U}_t = U_t / (n_p \cdot D_p)$ は、翼素の無次元の接線方向対気速度を示す。式 (2.33), (2.34) において、 $\theta_p(i\hat{r}_p)$, $\phi_e(i\hat{r}_p)$ は、ブレードピッチ角および有効流入角であり、それぞれ、式 (2.35), (2.36) のように表される。

$$\theta_p(i\hat{r}_p) = \phi_e(i\hat{r}_p) + \alpha_e(i\hat{r}_p) \quad (2.35)$$

$$\phi_e(i\hat{r}_p) = \arctan \left[\frac{\hat{U}_a(i\hat{r}_p) + \hat{v}_a(i\hat{r}_p)}{\hat{U}_t(i\hat{r}_p) - \hat{v}_t(i\hat{r}_p)} \right] \quad (2.36)$$

非線形問題を解くことで、 $i\hat{v}_a(i\hat{r}_p)$, $i\hat{v}_t(i\hat{r}_p)$ が同時に得られたならば、 i 番目のブレードの瞬間的な空力係数は、式 (2.37), (2.38) のように計算することができる。

$${}^i C_T = \int_{\hat{r}_{p\text{root}}}^{\hat{r}_{p\text{tip}}} \left[\frac{d^i C_T(i\hat{r}_p)}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BET} d^i \hat{r}_p \quad (2.37)$$

$${}^i C_Q = \int_{\hat{r}_{p\text{root}}}^{\hat{r}_{p\text{tip}}} \left[\frac{d^i C_Q(i\hat{r}_p)}{d^i \hat{r}_p} \right]_{BET} d^i \hat{r}_p \quad (2.38)$$

さらに、式 (2.37), (2.38) を用いて、プロペラの瞬間的な空力係数を式 (2.39) のように導出することができる。

$$C_T(t) = \sum_{i=1}^B [{}^i C_T], \quad C_Q(t) = \sum_{i=1}^B [{}^i C_Q] \quad (2.39)$$

式 (2.39) の代表値である C_{T_r} および C_{Q_r} は、

$$C_{T_r}(t) = \frac{1}{f_p} \int_{t-f_p}^t C_T(\tau) d\tau, \quad C_{Q_r}(t) = \frac{1}{f_p} \int_{t-f_p}^t C_Q(\tau) d\tau \quad (2.40)$$

のように計算することができる。ここで、 f_p は、プロペラの回転の周期を示す。

第3章

数値計算

提案するモデルを用いて、アーム上で周回するプロペラの定常的な特性を得るために数値計算を行った。また、数値計算によって得られる特性を既存の風洞試験のデータと比較し、整合性を検証した。

3.1 計算手法

本節では、離散時間において周囲の渦が誘導する速度場を考慮したプロペラ特性の計算手法を示す。

3.1.1 プロペラの回転の離散化

離散的な数値計算を実行するためには、ブレードの回転を離散化する必要がある。Fig. 3.1は、 i 番目のブレードの離散化された回転を示す。

i 番目のブレードの回転角の初期値を ${}^i\psi_{p_0}$ とする。このとき、 s 回目の計算ステップにおける i 番目の回転角は、式(3.1)のように表される。

$${}^i\psi_p[s] = {}^i\psi_{p_0} + \omega_p \cdot \Delta t \cdot s, \quad {}^i\psi_{p_0} = {}^i\psi_p[0] = \frac{2\pi \cdot (i-1)}{B} \quad (3.1)$$

アームの離散的な回転角 $\psi_w[s]$ は、 $\psi_{w_0} = 0, \omega_w$ とすれば、式(3.1)と同様に定義される。

3.1.2 計算の手順

Fig. 3.2は、数値計算における計算の手順を示している。各変数の初期値は、以下の通りである。

$$\text{For } s \leq 0, \quad \tilde{J}[s] = 0, \quad \bar{J}[s] = 0, \quad \mathbf{u}_h = \mathbf{0}, \quad \mathbf{u}_w = \mathbf{0} \quad (3.2)$$

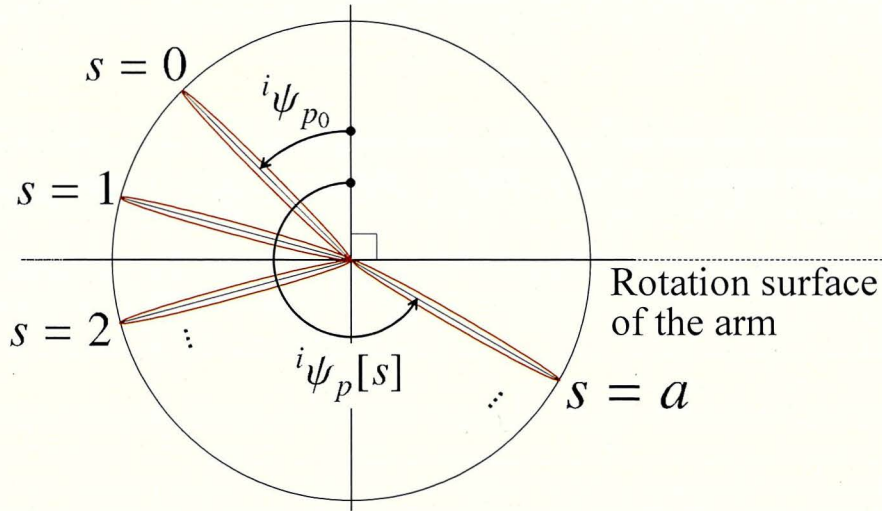


Fig. 3.1 ブレードの回転の離散化

第一に、全てのブレードの翼素ごとに、式 (2.11), (2.12), (2.18), (2.19) を用いて、誘導速度 $u_{a_n}, u_{t_n}, u_{a_w}, u_{t_w}$ を計算する。第二に、式 (2.1), (2.2) から、ブレードの対気速度 U_a, U_t を計算する。第三に、現在の離散時刻 t_s での i 番目のブレードの作動条件に適切な \hat{v}_a, \hat{v}_t を決定するために非線形問題 Problem 1 を解く。第四に、式 (2.23), (2.37), (2.38) から ${}^iJ, {}^iC_T, {}^iC_Q$ を計算する。最後に、式 (2.25), (2.39), (2.22) より、 ${}^iJ, {}^iC_T, {}^iC_Q$ を数値的に積分し、 J, C_T, C_Q を計算する。その後、 J, C_T, C_Q から、 η を計算する。

式 (3.4) の収束条件が満足されない場合、 s の数値を更新し、計算を繰り返す。

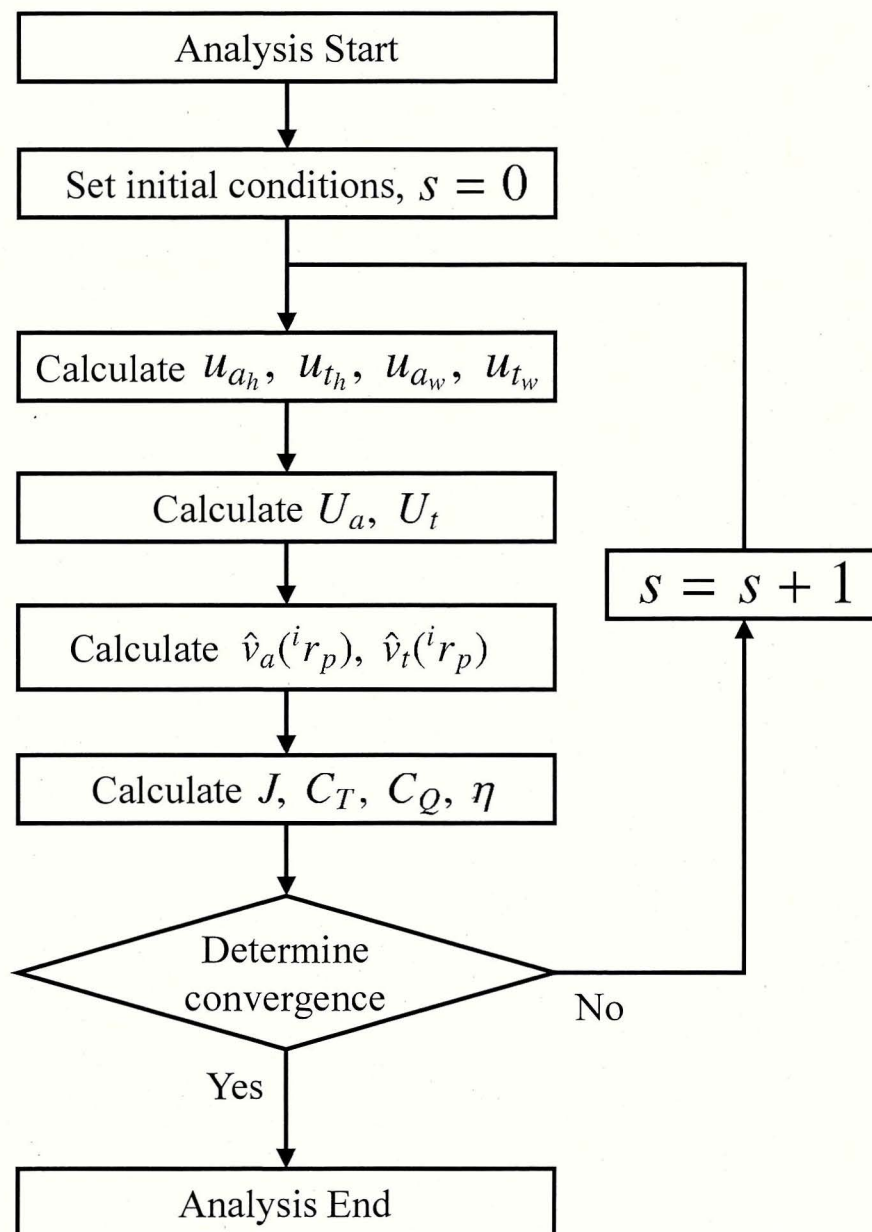


Fig. 3.2 計算の手順

3.1.3 代表値と収束条件

数値計算は、プロペラの進行率変化の収束が確認されるまで実行され続ける必要がある。これは、推力特性およびトルク特性が、進行率に変化するため、進行率の収束を確認することによって、その他の特性の収束も同様に補償することができるためである。

式 (2.26) を離散化すれば,

$$\tilde{J}_r = \frac{1}{s_p} \sum_{p=s-s_p}^s J[p] \quad (3.3)$$

と表すことができる. ここで, $s_p = \lceil (2\pi)/(\omega_p \cdot \Delta t) \rceil$ である. 式 (3.3) の \tilde{J}_r は, Fig. 2.4 中の離散的な後流モデルによって誘導される速度場によって変動する. したがって, $\tilde{J}_r[s]$ と $\tilde{J}_r[s-1]$ の間の相対誤差は, 進行率の変化が収束し, プロペラの作動条件が定常状態に遷移しているかどうかを検証するには有用ではない.

本論文では, 収束の判定のために, アームの回転周期に関する \tilde{J}_r の平均を導入する. 任意の $\delta > 0$ について, 収束条件を式 (3.4) のように定義する.

$$\bar{J}_r[s] = \frac{1}{s_w} \sum_{p=s-s_w}^s \tilde{J}_r[p], \quad \left\| \frac{\bar{J}_r[s] - \bar{J}_r[s-1]}{\bar{J}_r[s]} \right\| < \delta_{\bar{J}_r} \quad (3.4)$$

ここで, $s_w = \lceil (2\pi)/(\omega_w \cdot \Delta t) \rceil$ である. さらに, 式 (3.4) の \bar{J}_r を数値警官の進行率の代表値として適用する.

式 (2.40) を離散化すれば, 式 (3.5), (3.6) に示される離散的な空力係数の代表値が得られる.

$$\tilde{C}_{T_r}[s] = \frac{1}{s_p} \sum_{q=s-s_p}^s C_T[q] \quad (3.5)$$

$$\tilde{C}_{Q_r}[s] = \frac{1}{s_p} \sum_{q=s-s_p}^s C_Q[q] \quad (3.6)$$

さらに, 式 (3.7), (3.8) に示される \bar{C}_{T_r} , \bar{C}_{Q_r} を, 数値計算における進行率の代表値として導入する.

$$\bar{C}_{T_r}[s] = \frac{1}{s_w} \sum_{q=s-s_w}^s \tilde{C}_{T_r}[q] \quad (3.7)$$

$$\bar{C}_{Q_r}[s] = \frac{1}{s_w} \sum_{q=s-s_w}^s \tilde{C}_{Q_r}[q] \quad (3.8)$$

式 (2.22) の推進効率 η は, 計算から得られた \bar{J}_r , \bar{C}_{T_r} , \bar{C}_{Q_r} を用いて計算することができる.

3.1.4 解析対象のプロペラ

本論文の解析では, 小型の UAV に使用されるプロペラが, 選択される. Table 3.1 は, それらの主要な諸元を示している.

Table 3.1 解析対象の諸元

プロペラ	直径	ピッチ	断面翼型
APC 10x5E	0.2540 [m]	0.1270 [m]	NACA4412
APC 10x7E	0.2540 [m]	0.1778 [m]	NACA4412
APC 10x4.7SF	0.2540 [m]	0.1194 [m]	NACA4412

Fig. 3.3 は、無次元の翼弦長 $\hat{c}_p = c_p/R_p$ の無次元半径方向の分布を示している。Fig. 3.4 は、ブレードピッチ角 θ_p の無次元半径方向の分布を示している。これらは、Selig らが公開している UIUC Propeller Data Site[45] から得られるデータから描画された。

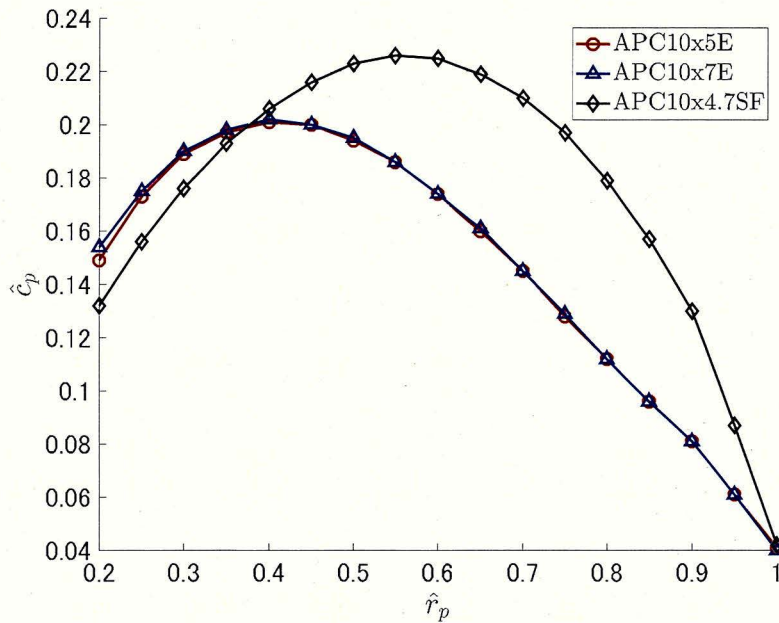


Fig. 3.3 無次元翼弦長の無次元半径方向の分布

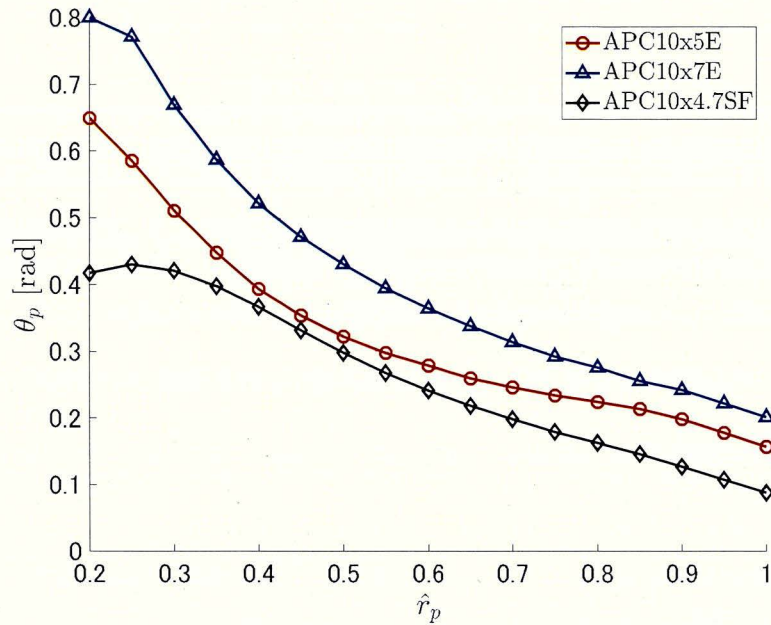


Fig. 3.4 ブレードピッチ角の無次元半径方向の分布

3.2 作動条件

Table 3.2 は、回転アームにおける数値解析におけるプロペラとアームの作動条件を示している。ここで、 J_{ref} は、周囲の渦を考慮しない場合のプロペラの回転中心の進行率である。

Table 3.2 ブレードの作動条件

記号	数値 [単位]
l_w	1.500 [m]
D_p	0.254 [m]
ω_p	418.900, 523.578, 628.319 [rad/s]
J_{ref}	0.05 - 0.60

3.2.1 時間ステップの設定

Table 3.3 は、 ω_p の各々の場合について選択される Δt の数値を示す。速度場の収束を正確に把握するためには、計算の時間間隔 Δt をプロペラの回転周期 f_p よりも十分に小さく設定する必要がある。ここでは、 Δt の数値を f_p の 1/3 未満に設定した。また、式 (3.4) の δ の数

値は、全ての場合で $\delta = 3.5 \times 10^{-5}$ に設定した。

Table 3.3 プロペラの回転周波数, 解析のステップ時間

ω_p [rad/s]	Δt [s]	f_p [s]
418.900	0.0050	0.0150
523.578	0.0040	0.0120
628.319	0.0030	0.0100

3.3 数値計算の結果と考察

本節では、数値解析の結果を示す最初に、対気速度の時間履歴と特性の結果と考察を示す。次に、得られた結果から描かれるプロペラ特性曲線を示し、風洞試験の結果と比較することで、結果の妥当性を評価する [17][45][46]。

3.3.1 時間履歴

数値計算の結果の時間履歴データについて、代表的な過渡応答を示す。本論文では、APC10x7E が、 $\Delta t = 0.0050$ [s], $J_{app} = 0.60$, $\omega_p = 418.900$ [rad/s], $\omega_w = 6.773$ [rad/s] で作動する場合の結果を示す。

Fig. 3.5–3.8 は、ブレードの対気速度の時間履歴を示している。全ての時間履歴の結果から、 U_a が、高周波の変動を示していることが分かる。この変化は、主にプロペラの回転に起因しており、実際にプロペラの回転周期とほぼ一致する。この変化の他に、 U_a のデータが、低周波のうねりのような変動を有していることも確認することができる。低周波の変動は、離散的な後流渦の生成および成長に起因している。

その一方で、 U_t の変動の振幅は、 U_a の変動の振幅のおよそ 1/10 程度であるため、後流渦の誘導速度場のブレードの接線方向の対気速度への影響が大きくないことが分かる。これは、 u_{t_h} は、 u_{a_h} に比べて極めて小さいためである。

u_{a_w} と u_{t_w} の変動の振幅が非常に小さいため、アームの境界層の流れがプロペラの特性に与える影響は小さいことを確認することができる。この結果では、 u_{a_h} と u_{t_h} は、 $t > 4.7$ [s], すなわち、アームの周回数が 5 回転を超えた時、ほぼ定常的な振動を示す。この結果は、プロペラから十分に離れた位置にある後流の誘導速度場が、ほぼ 0 へと収束し、 u_{a_h} と u_{t_h} の時間変化も同時に収束したことを示している。

Figure 3.9–3.11 は、プロペラ特性の時間履歴を示している。赤色の実線と青色の実線は、それぞれ、各ブレードの特性の時間変化を示している。黒線の実線は、プロペラの特性の時間

変化を示している. Table 3.4 と Table 3.5 は, 数値計算が収束した時点から見て, アームの最後の一回転中の特性の平均と標準偏差を示している. これらは, 特性の変化が, 主に軸方向の対気速度の変化に依存することを示している.

Table 3.4 $\bar{J}_r, \bar{C}_{T_r}, \bar{C}_{Q_r}$ の平均

Items	\bar{J}_r	\bar{C}_{T_r}	\bar{C}_{Q_r}
Blade 1	0.6208	0.0167	0.0025
Blade 2	0.6179	0.0171	0.0025
Propeller	0.6193	0.0340	0.0052

Table 3.5 $\tilde{J}_r, \tilde{C}_{T_r}, \tilde{C}_{Q_r}$ の標準偏差

Items	$\tilde{J}_r (\times 10^{-2})$	$\tilde{C}_{T_r} (\times 10^{-3})$	$\tilde{C}_{Q_r} (\times 10^{-4})$
Blade 1	5.7278	5.3955	4.4672
Blade 2	5.0776	4.6126	3.6125
Propeller	1.0229	2.0097	1.9586

Fig. 3.12 は, \tilde{J}_r の相対誤差の時間履歴を示し, Fig. 3.13 は \bar{J}_r の相対誤差の時間履歴を示している. \tilde{J}_r の相対誤差は, \bar{J}_r の相対誤差と比較して, すべてのステップで大きく変動する. 今回の場合, 式 (3.4) の収束条件は, $t = 6.36$ [s] で満足される. Fig. 3.10, Fig. 3.11 から, \tilde{C}_T と \tilde{C}_Q が, これ以降, 安定して定常的に振動していることが確認することができる. これは, \bar{J}_r が, 収束を評価するための適切な指標であることを示している.

Fig. 3.14 と Fig. 3.15 は, 各ブレードの各半径位置で生じる微小の空力特性を示している. これらの結果から, 両方のブレードにおいて, $\hat{r}_p = 0.75$ での空気が, 他の半径位置で生じる空気がより大きいため, 最も代表的かつ支配的な位置であることを確認することができる.

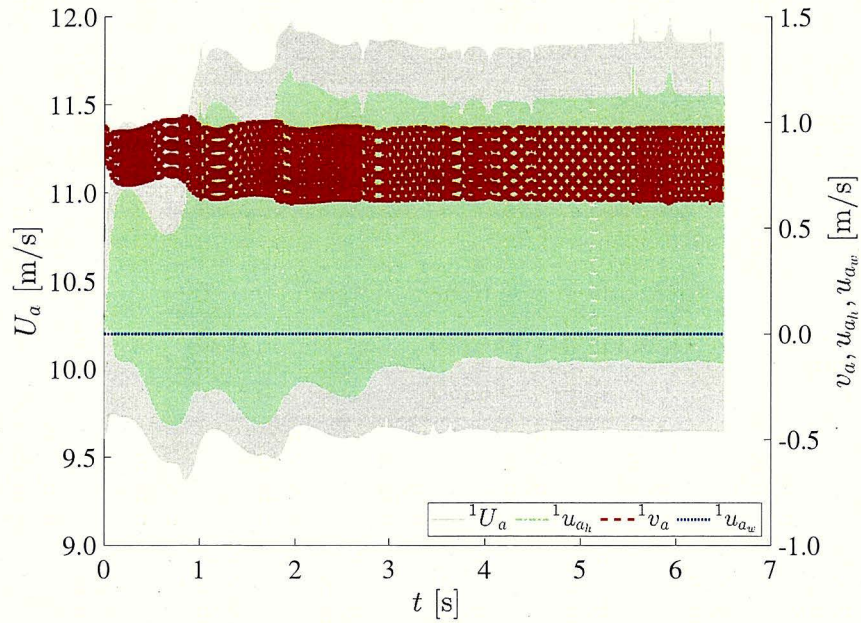


Fig. 3.5 ブレード 1 の軸方向の対気速度の時間履歴

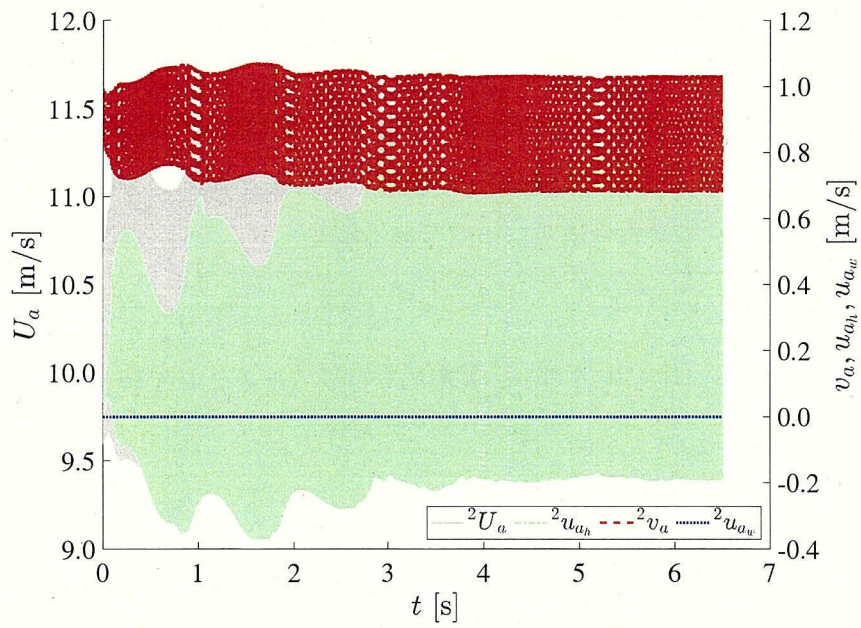


Fig. 3.6 ブレード 2 の軸方向の対気速度の時間履歴

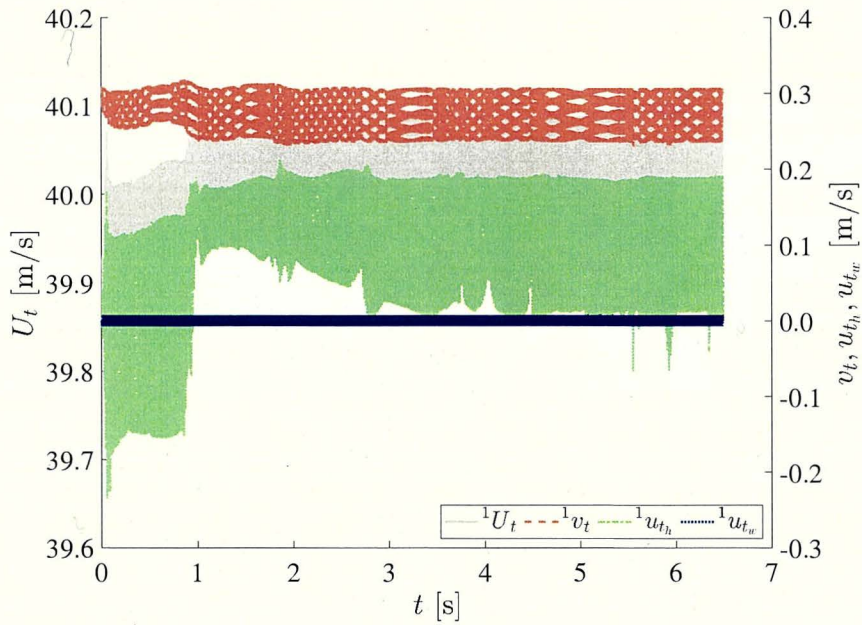


Fig. 3.7 ブレード 1 の接線方向の対気速度の時間履歴

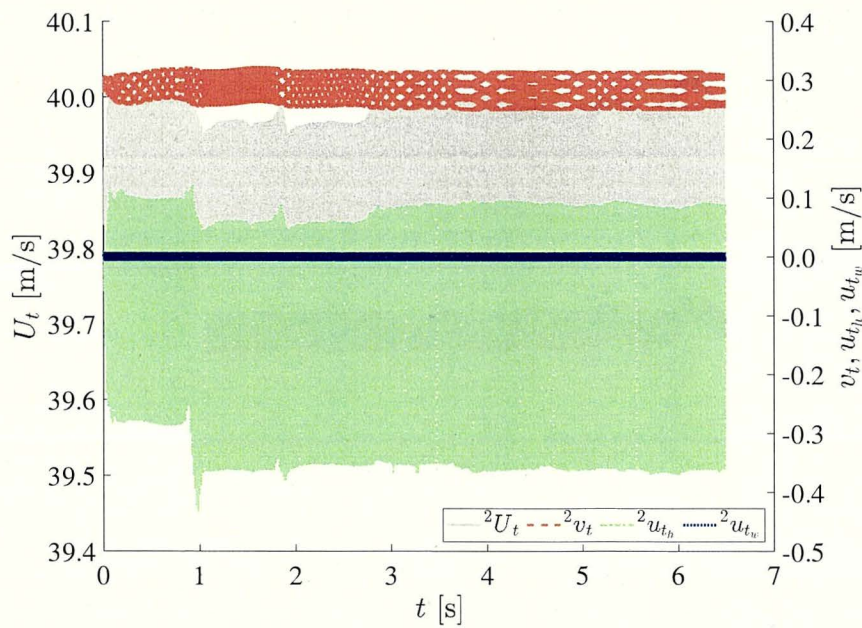


Fig. 3.8 ブレード 2 の接線方向の対気速度の時間履歴

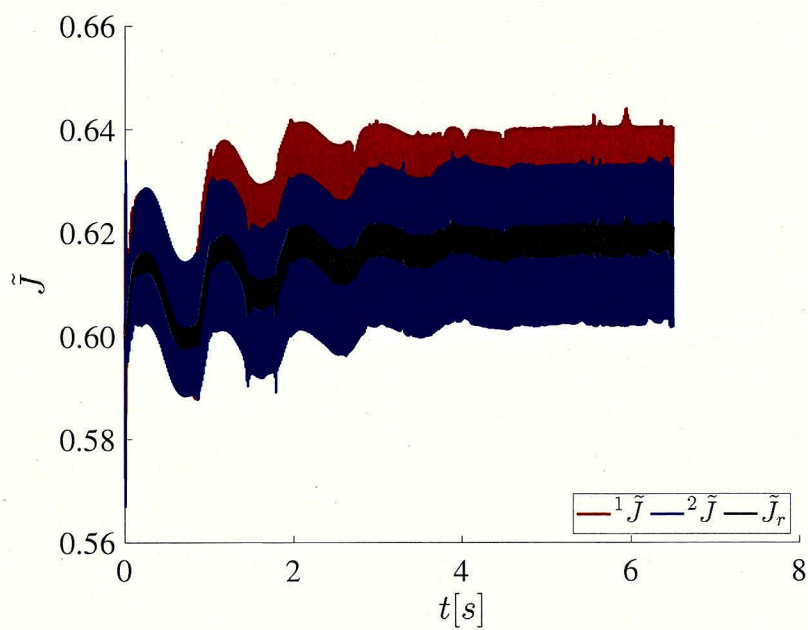
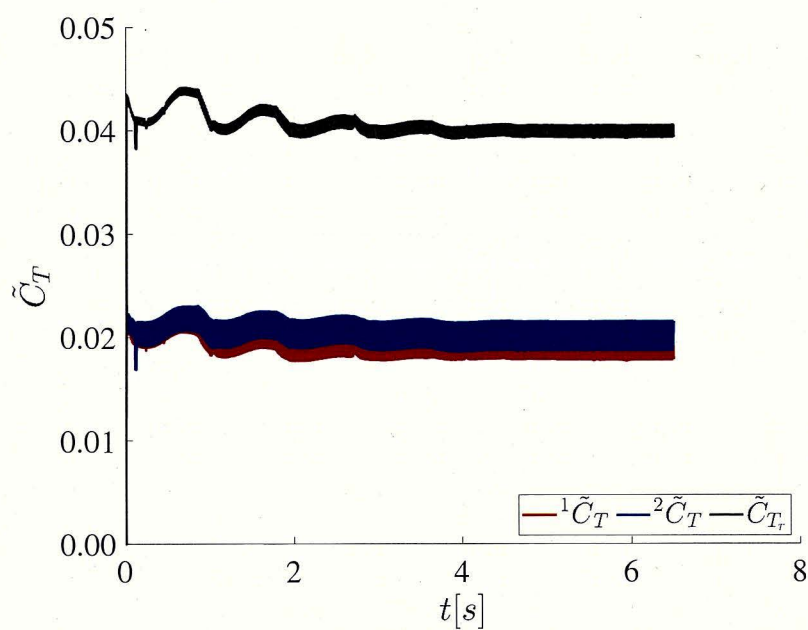
Fig. 3.9 進行率の時間履歴 ($\hat{r}_p = 0.75$)

Fig. 3.10 推力係数の時間履歴

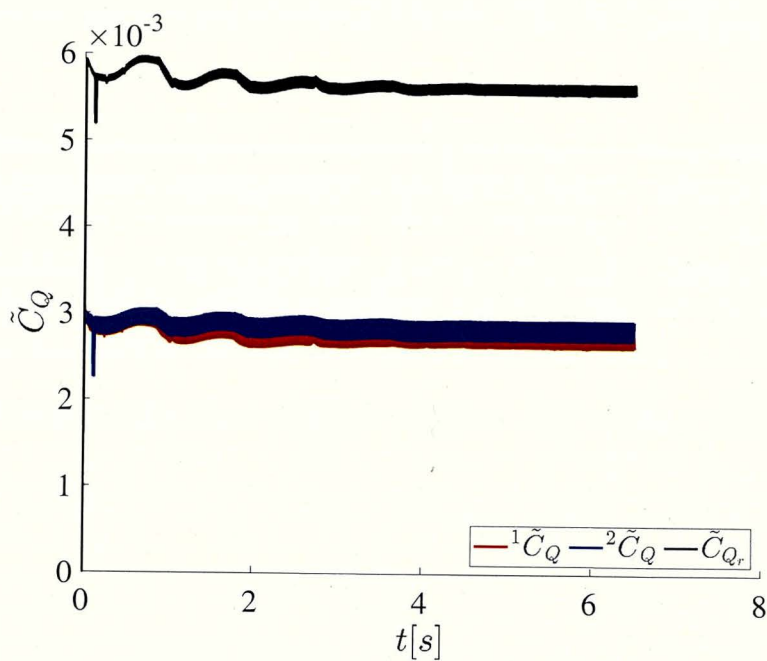
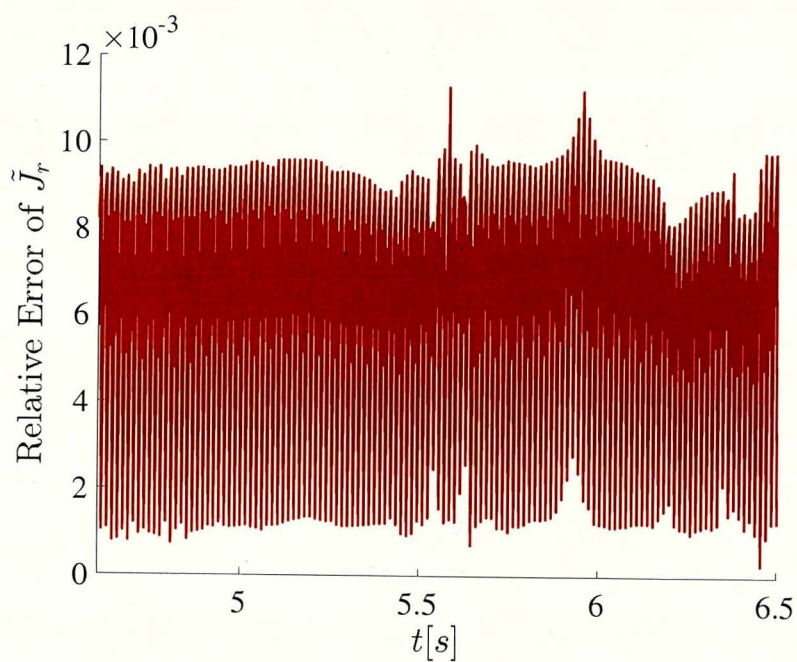
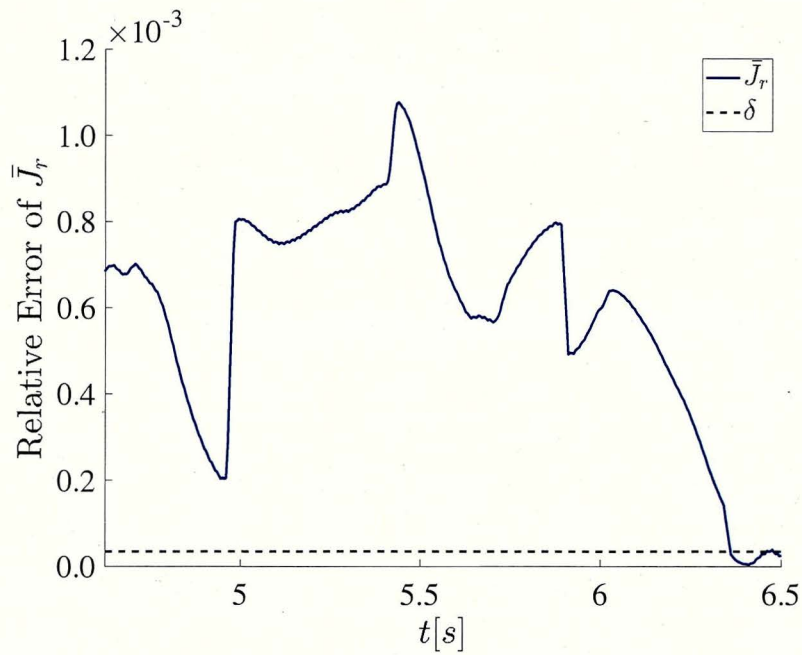
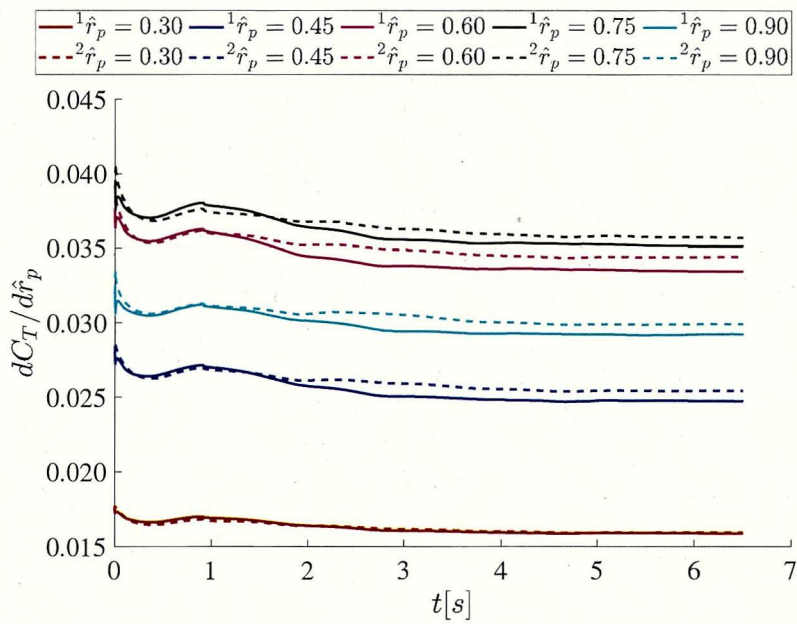
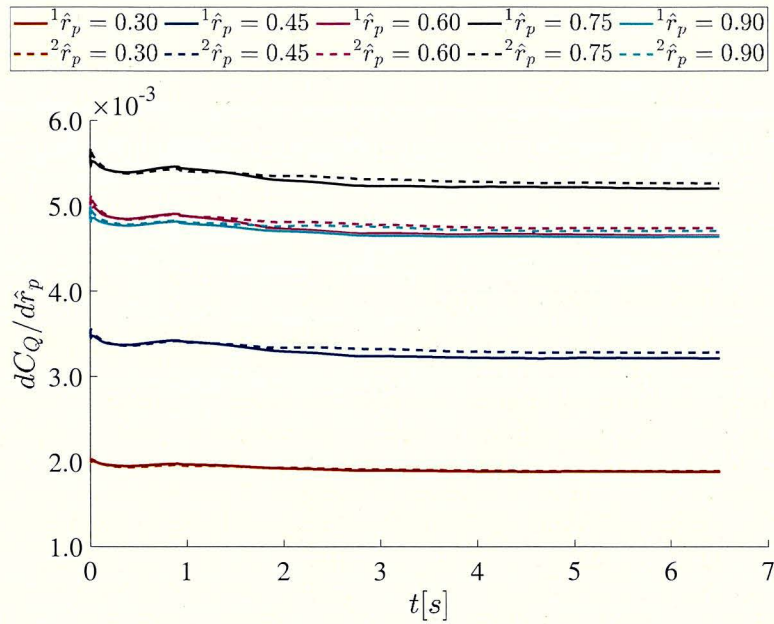


Fig. 3.11 トルク係数の時間履歴

Fig. 3.12 \tilde{J}_r の相対誤差の時間履歴

Fig. 3.13 \bar{J}_r の相対誤差の時間履歴Fig. 3.14 $(dC_T/d\hat{h}_p)$ の時間履歴

Fig. 3.15 $(dC_Q/d\hat{r}_p)$ の時間履歴

3.3.2 既存の風洞試験データとの比較

Fig. 3.16–3.42 は、数値計算から得られたプロペラ特性を示している。“Model corrected”は、提案されたモデルによって得られた \bar{J}_r に関する空力特性曲線を示している。“Not corrected”は、回転アーム上で得られる特性を補正しない場合の空力特性曲線を示しており、 J_{app} に関する特性を示している。水平方向のエラーバーは、アームの最後の回転中の \bar{J}_r の標準偏差を示している。垂直方向のエラーバーは、アームの最後の回転中の空力特性の標準偏差を示している。比較のために、これらの結果とともに、“UIUC” (Brandt[45] らの結果) と “UBI” (Silvestre[17] らの結果) も示している。

提案されたモデルによって得られた特性は、進行率の補正を施さない場合と比較して、UIUC の結果との整合性が高いことが分かる。この知見は、本論文で調査した全てのプロペラで確認された。この結果は、提案されたモデルが、回転アーム試験から得られる特性を適切に修正する可能性があることを示唆している。

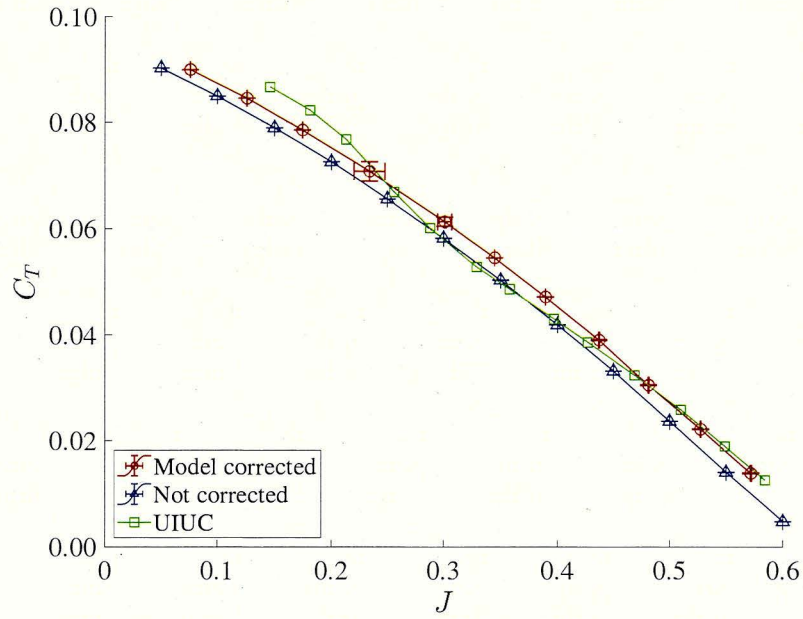


Fig. 3.16 J に関する C_T (APC 10x5E, 4000[rpm])

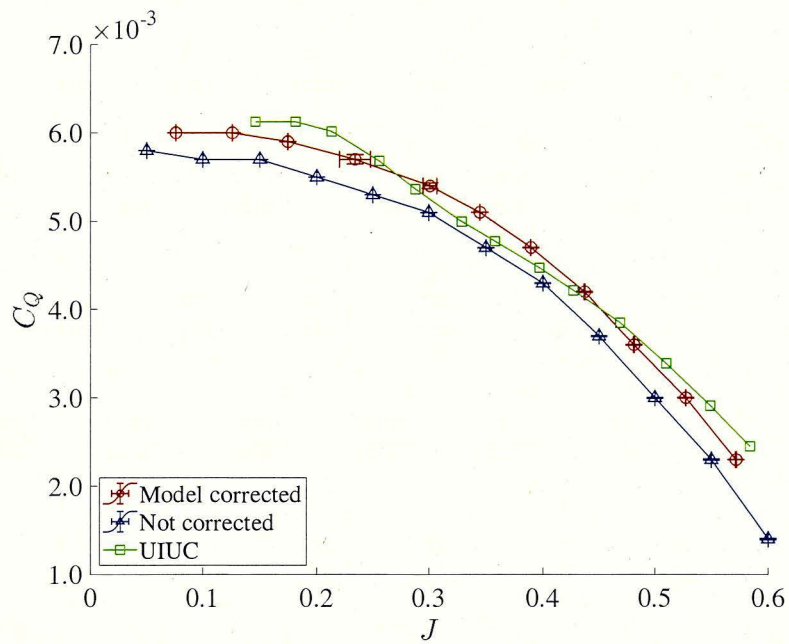
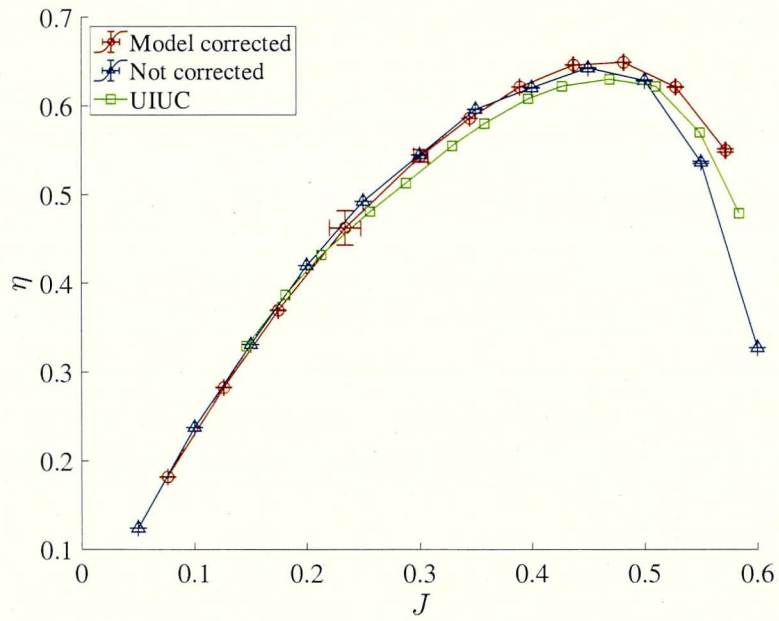
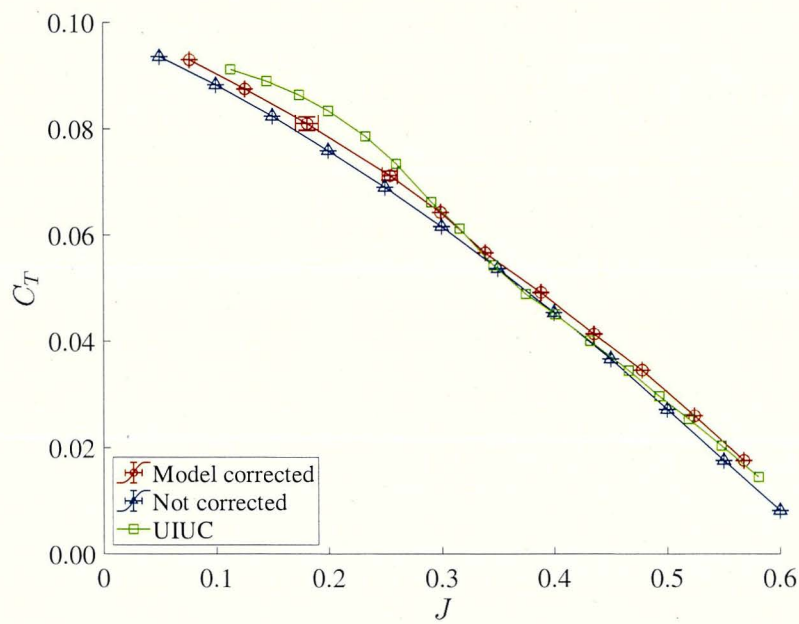


Fig. 3.17 J に関する C_Q (APC 10x5E, 4000[rpm])

Fig. 3.18 J に関する η (APC 10x5E, 4000[rpm])Fig. 3.19 J に関する C_T (APC 10x5E, 5000[rpm])

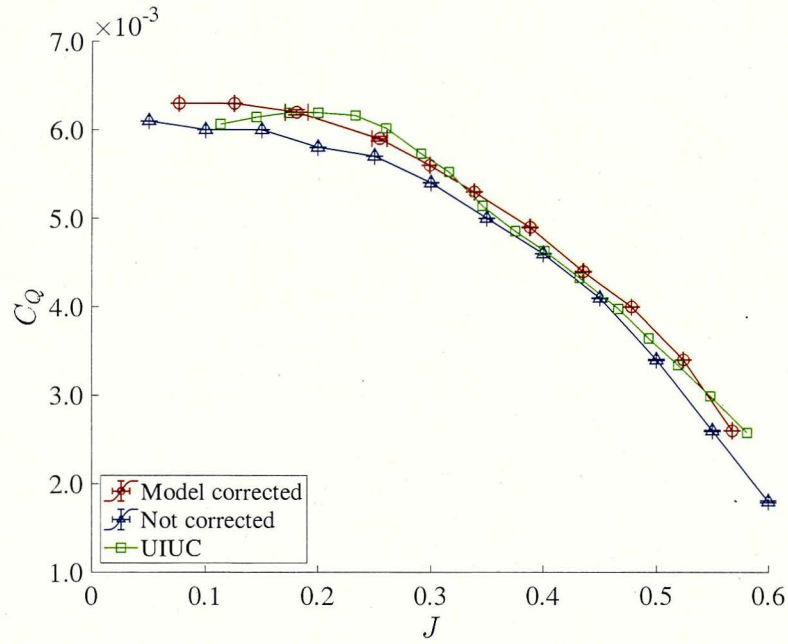


Fig. 3.20 J に関する C_Q (APC 10x5E, 5000[rpm])

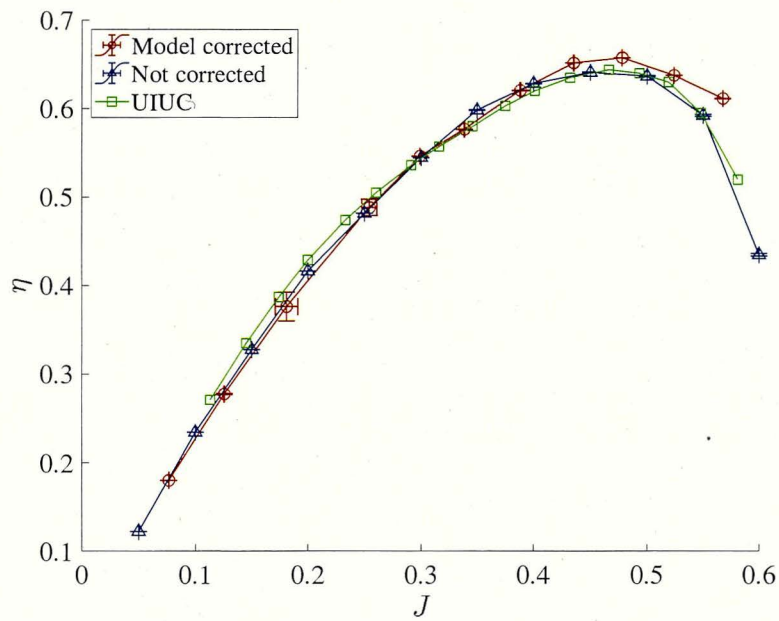


Fig. 3.21 J に関する η (APC 10x5E, 5000[rpm])

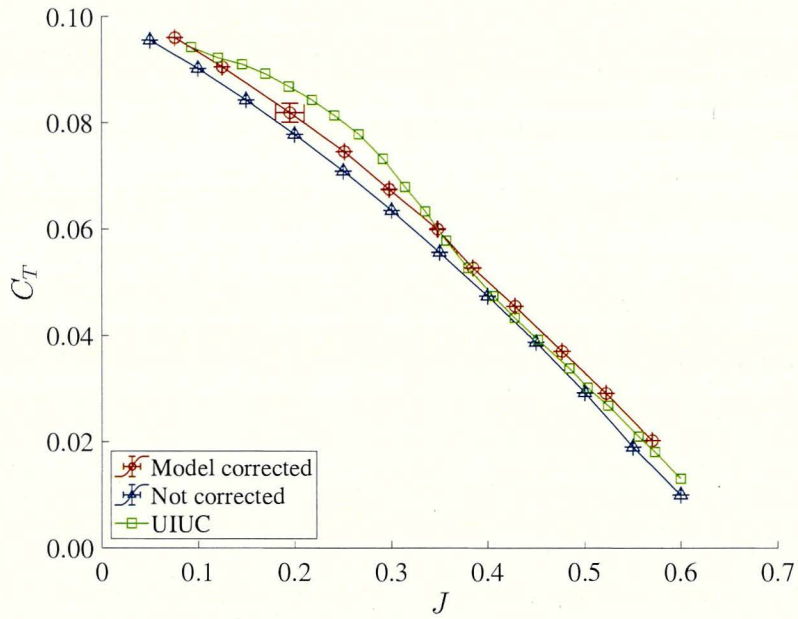


Fig. 3.22 Jに関する C_T (APC 10x5E, 6000[rpm])

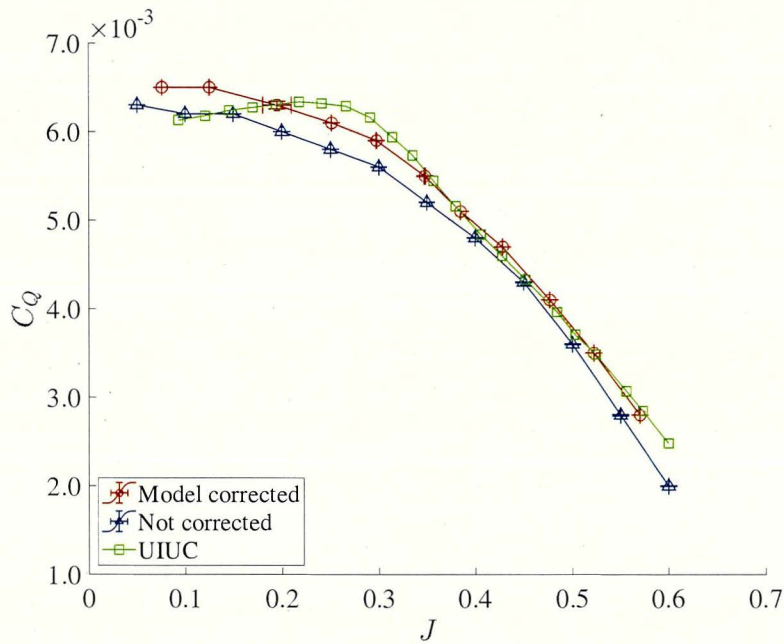


Fig. 3.23 Jに関する C_Q (APC 10x5E, 6000[rpm])

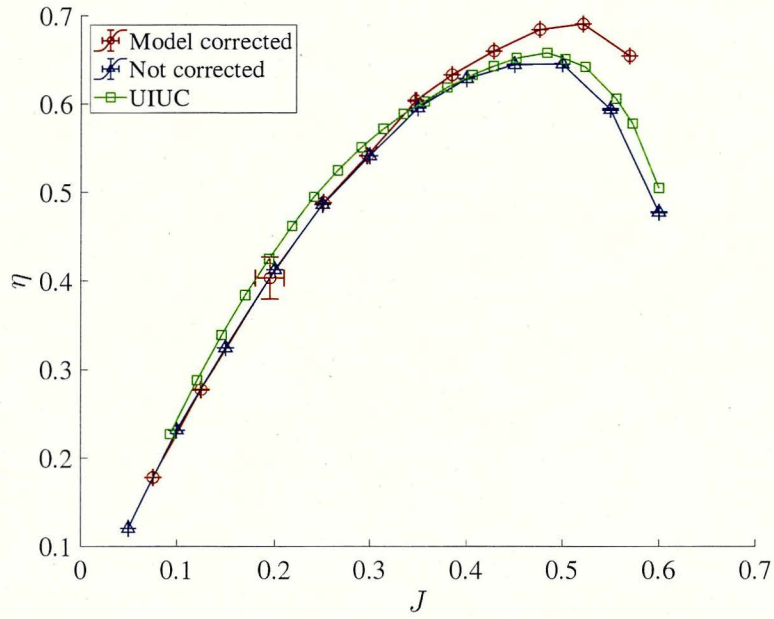


Fig. 3.24 J に関する η (APC 10x5E, 6000[rpm])

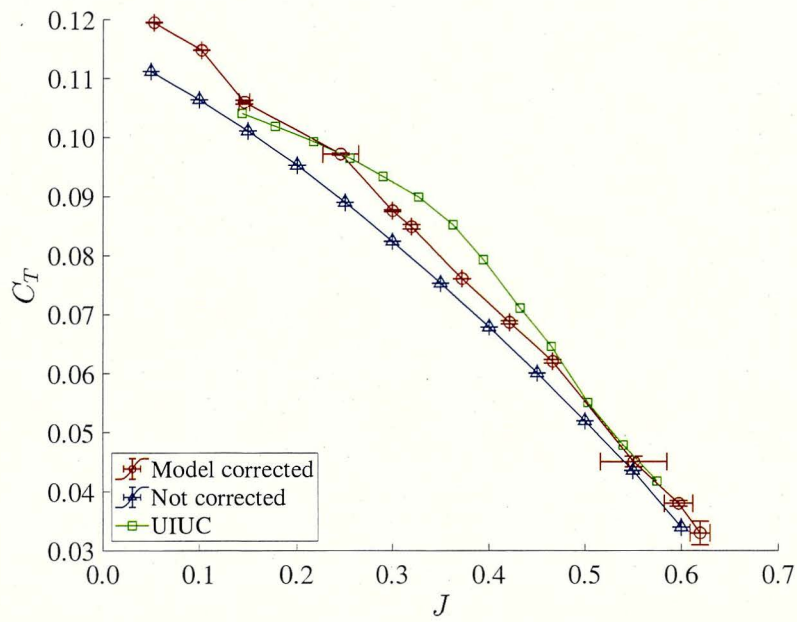


Fig. 3.25 J に関する C_T (APC 10x7E, 4000[rpm])

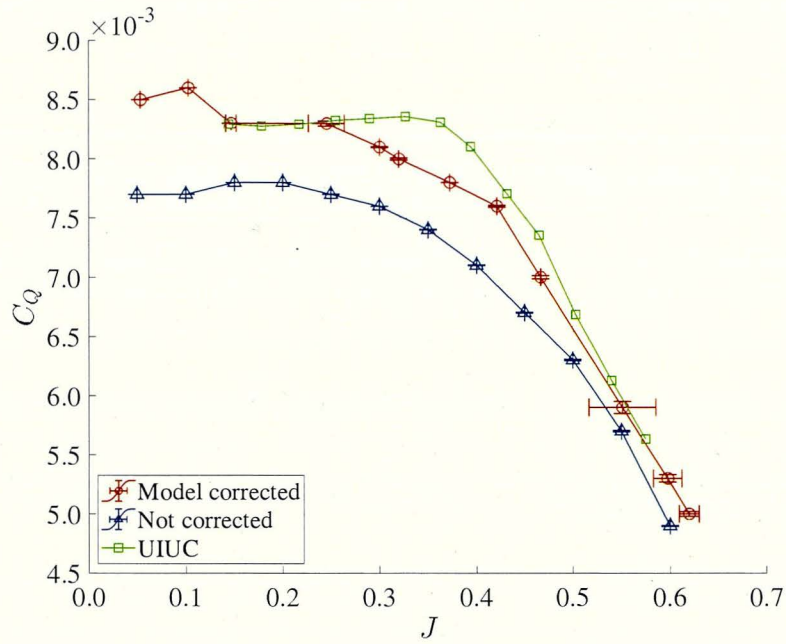


Fig. 3.26 Jに関する C_Q (APC 10x7E, 4000[rpm])

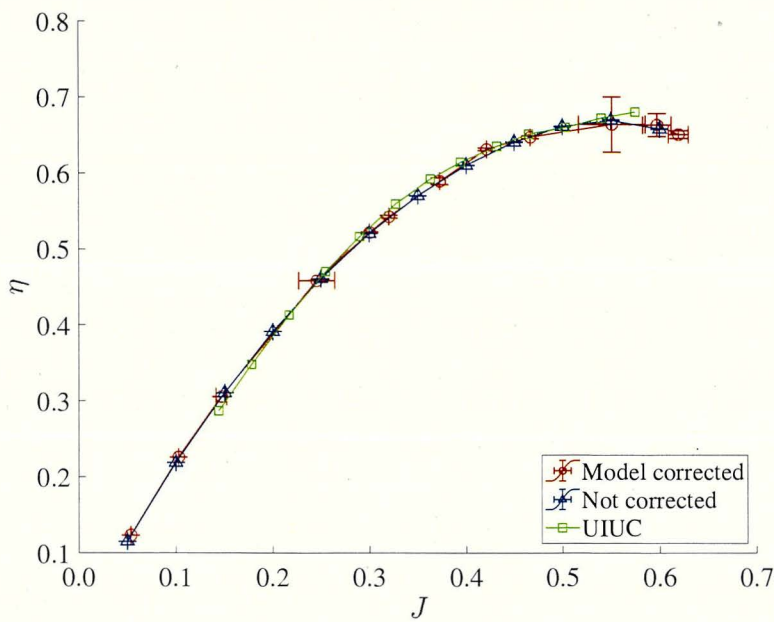
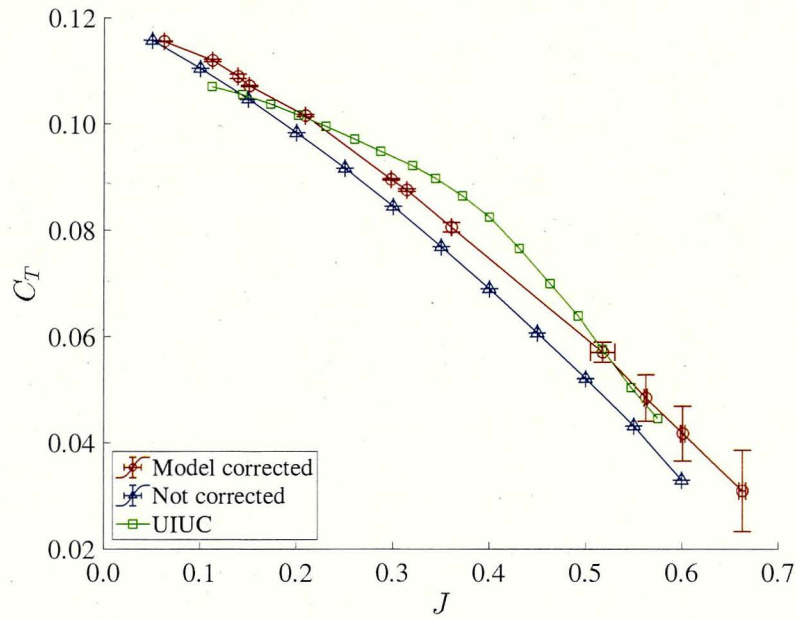
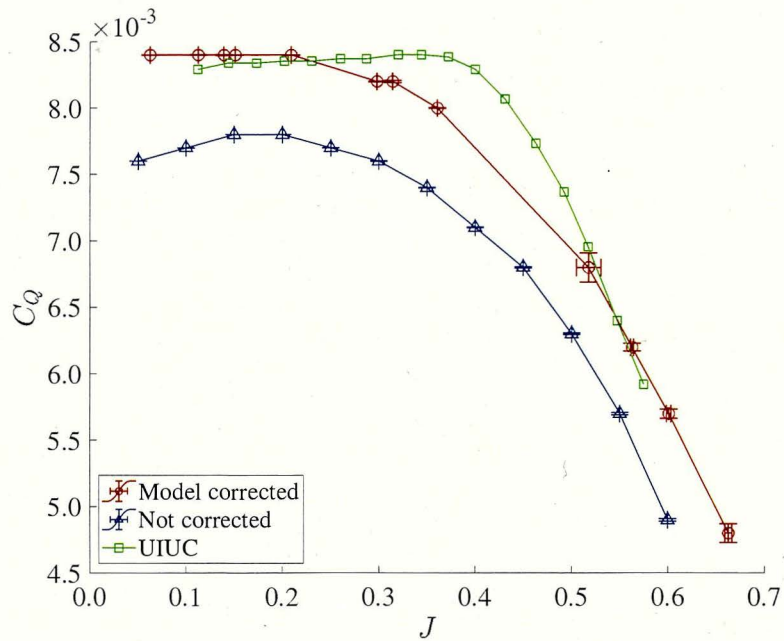


Fig. 3.27 Jに関する η (APC 10x7E, 4000[rpm])

Fig. 3.28 J に関する C_T (APC 10x7E, 5000[rpm])Fig. 3.29 J に関する C_Q (APC 10x7E, 5000[rpm])

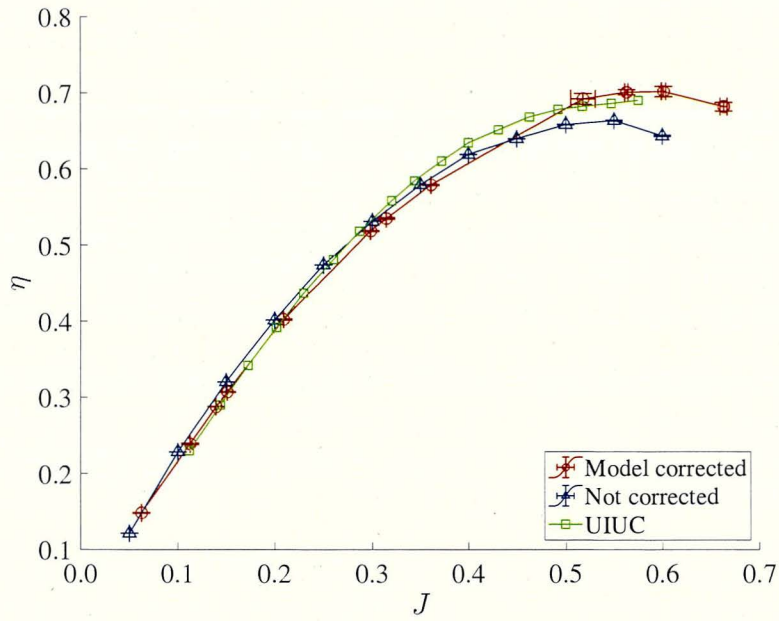


Fig. 3.30 J に関する η (APC 10x7E, 5000[rpm])

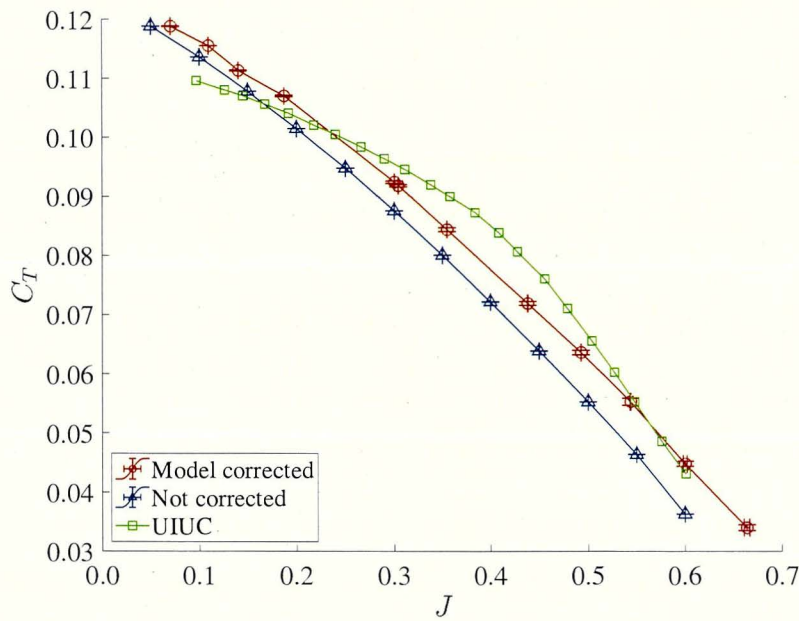


Fig. 3.31 J に関する C_T (APC 10x7E, 6000[rpm])

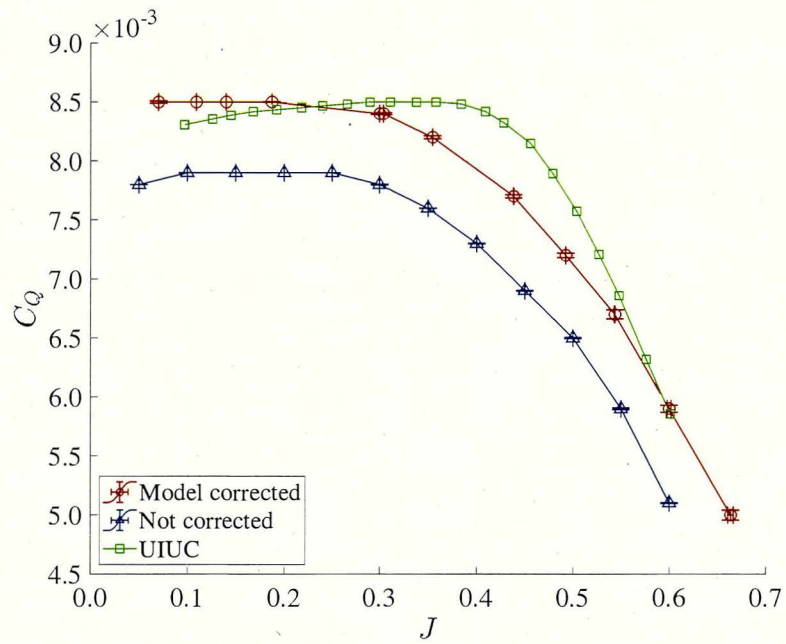


Fig. 3.32 J に関する C_Q (APC 10x7E, 6000[rpm])

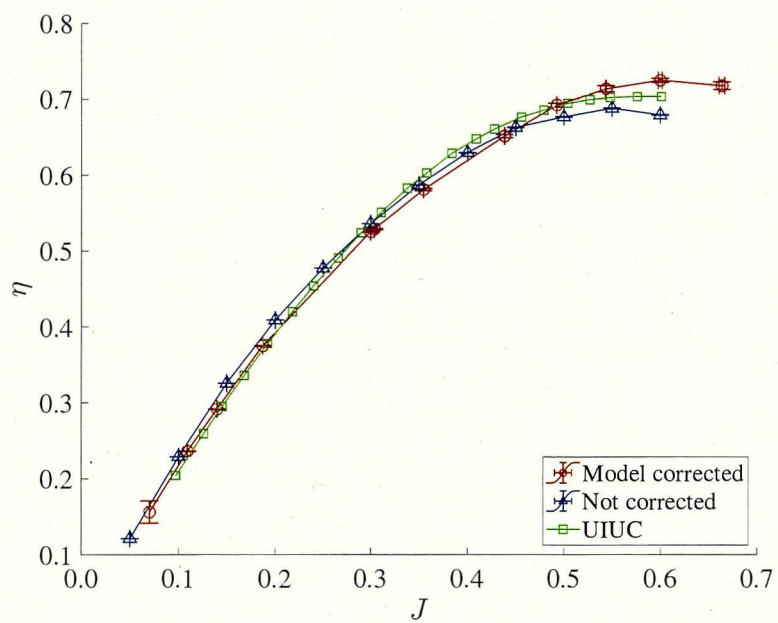


Fig. 3.33 J に関する η (APC 10x7E, 6000[rpm])

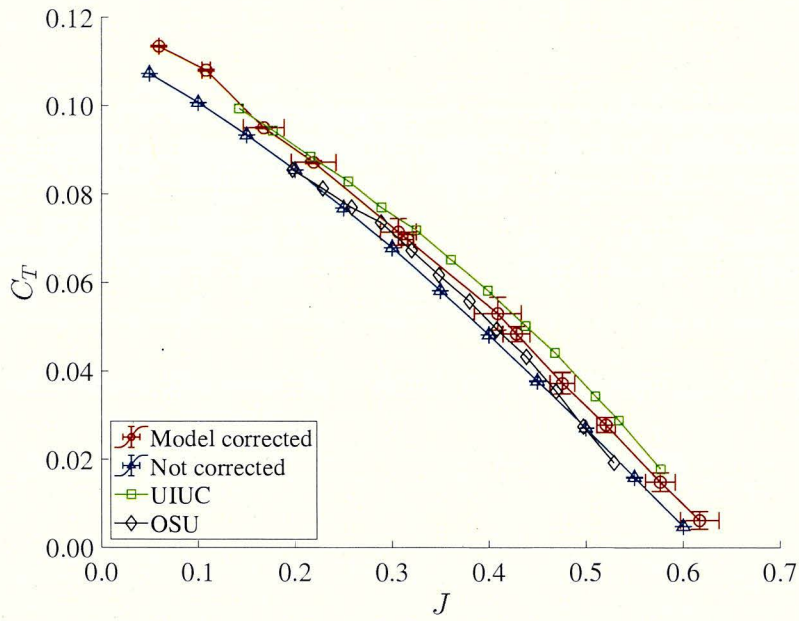


Fig. 3.34 J に関する C_T (APC 10x4.7SF, 4000[rpm])

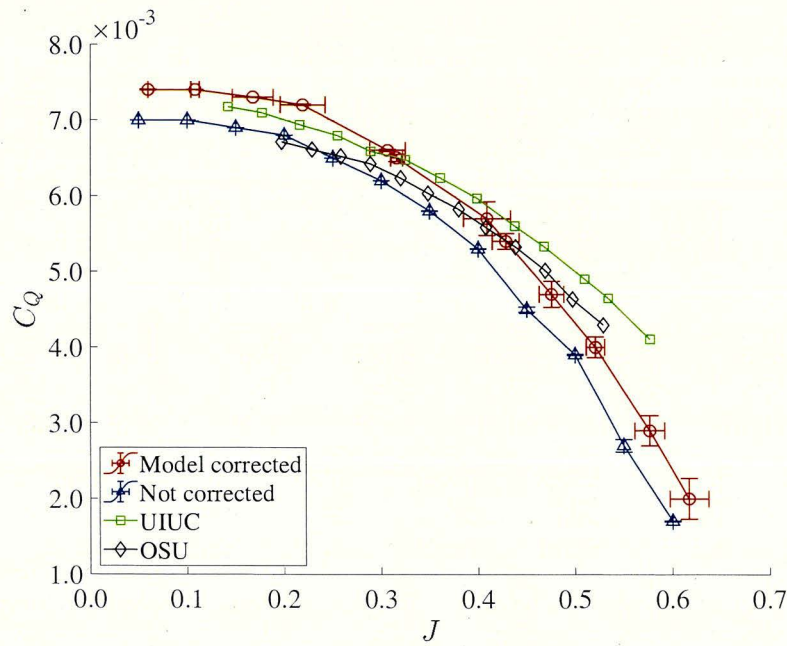


Fig. 3.35 J に関する C_Q (APC 10x4.7SF, 4000[rpm])

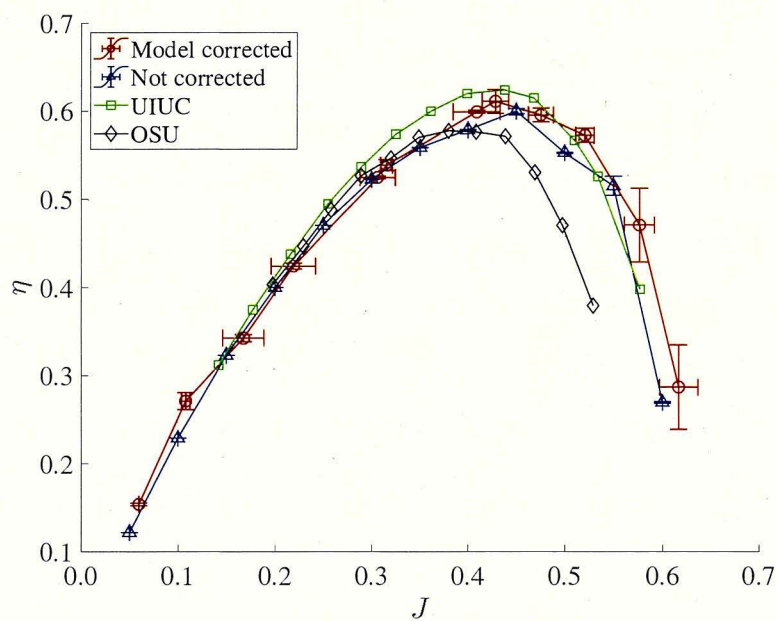


Fig. 3.36 J に関する η (APC 10x7SF, 4000[rpm])

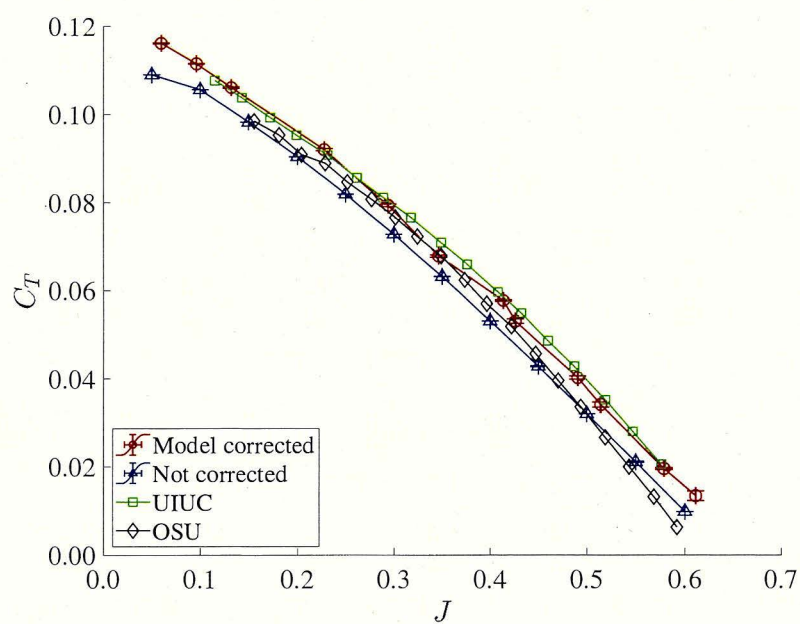


Fig. 3.37 J に関する C_T (APC 10x4.7SF, 5000[rpm])

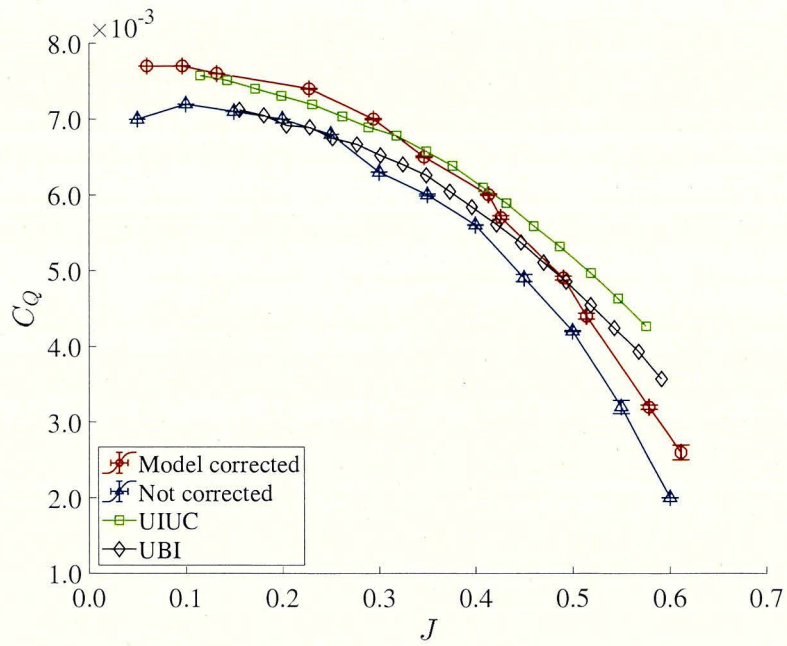


Fig. 3.38 J に関する C_Q (APC 10x4.7SF, 5000[rpm])

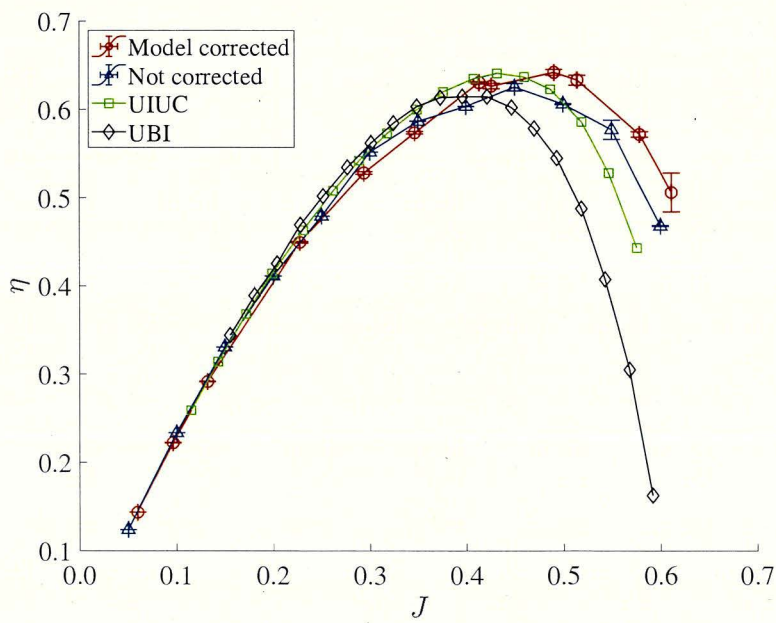
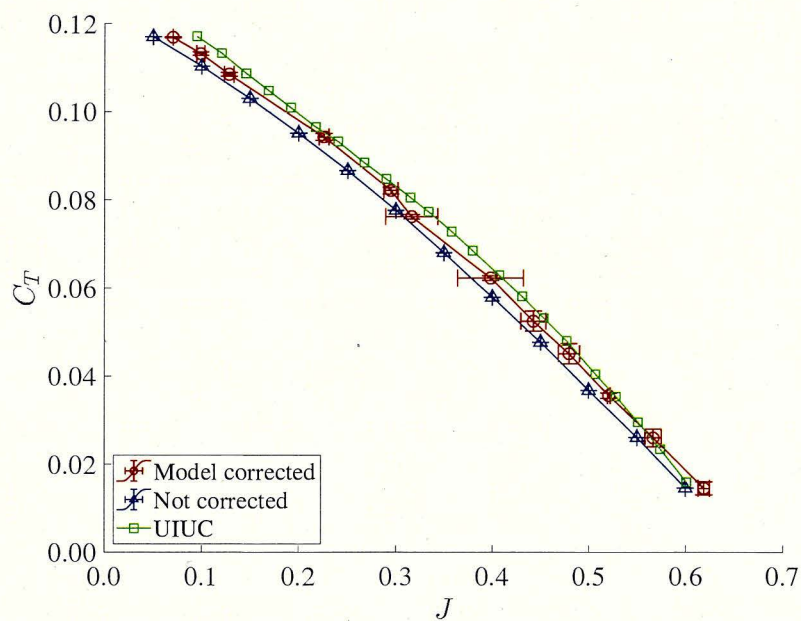
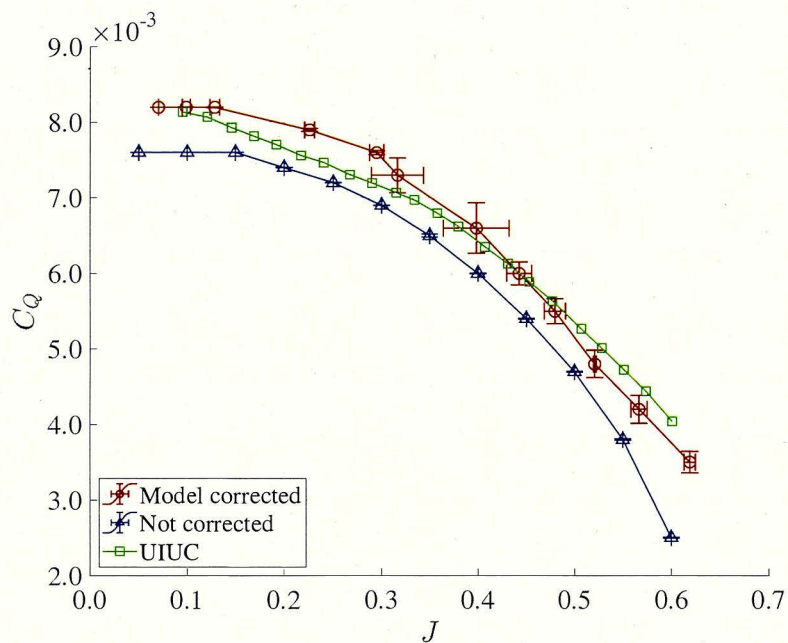
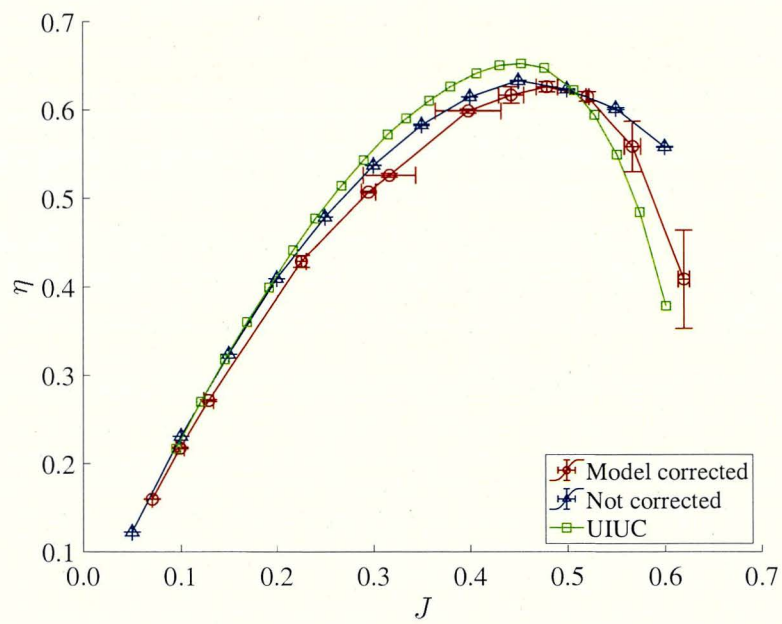


Fig. 3.39 J に関する η (APC 10x4.7SF, 5000[rpm])

Fig. 3.40 J に関する C_T (APC 10x4.7SF, 6000[rpm])Fig. 3.41 J に関する C_Q (APC 10x4.7SF, 6000[rpm])

Fig. 3.42 J に関する η (APC 10x4.7SF, 6000[rpm])

第4章

計測手法

本章は、回転アームを用いてプロペラの特性を計測する手法を示す。開発された回転アーム試験装置の概要、計測の理論・手順が、示される。

4.1 回転アーム試験装置

Figure 4.1 は、プロペラの特性の計測のために開発された回転アーム試験装置を示している。本装置は、アームの先端に計測対象である推進器やセンサ類などを備えている。アームのシャフトは、ダイレクトドライブ式サーボモータ（DD モータ）を備えている。アームの角速度 ω_w は、DD モータの回転を制御することで、プロペラの回転に依らず設定される。計測システムは、装置の中央部に設置されている。オペレータは、計測システムを遠隔で操作することで、試験装置から離れて試験を実行することができる。

Table 4.1 回転アーム試験装置 主要緒元

緒元項目	数値 [単位]
アームの長さ	1635 [mm]
プロペラ回転軸の旋回半径	1462 [mm]
プロペラ中心の高度	1209 [mm]
アームと支持棒との成す角	63.4 [deg.]



Fig. 4.1 回転アーム試験装置

Figure 4.2 は、計測システムの概略図を示す。計測試験時、六軸力覚センサは、プロペラの空気力を計測される。プロペラの回転数は、ブラシレスモータ（BL モータ）の傍に設置されるホールセンサによって計測される。試験時、推進器への供給電圧・電流は、電流・電圧センサによって計測される。アームシャフトにあるロータリエンコーダは、アームの角速度を計測する。

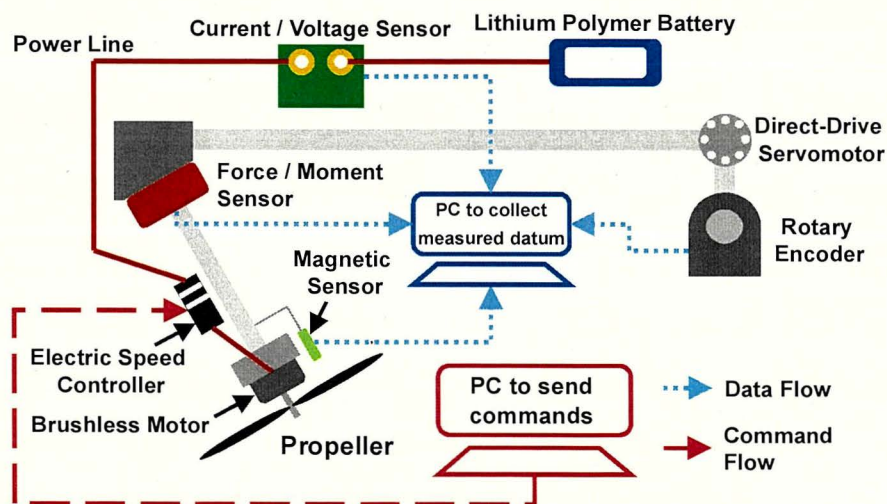


Fig. 4.2 回転アーム試験装置の計測システム

Figure 4.3 は、Fig. 4.2 の詳細図を示す。試験装置上の PC (Note PC) は、6 軸力覚セン

サとマイコン (mbed LPC1768) にセンサの作動や作動条件などの指令を送る。マイコンは、PC からの指令を受けて推進器やセンサに作動開始・停止の PWM 信号を送信する。ESC に PWM 信号を送信するマイコンは、PC からの指令値と現在のロータの回転数データからロータ回転数を一定に保つための PWM 信号を決定・送信する。

6 軸力覚センサのデータは、シリアル通信によって Note PC に直接送信される。その他のデータは、マイコンによって受信され、シリアル通信によって Note PC に送信される。Note PC は、これらのデータを保存する。

地上の PC (Ground PC) は、試験装置上の PC の遠隔操作およびアーム角速度の計測を行う。ロータリエンコーダで計測されたアームの回転角速度に関するデータは、Ground PC で保存される。

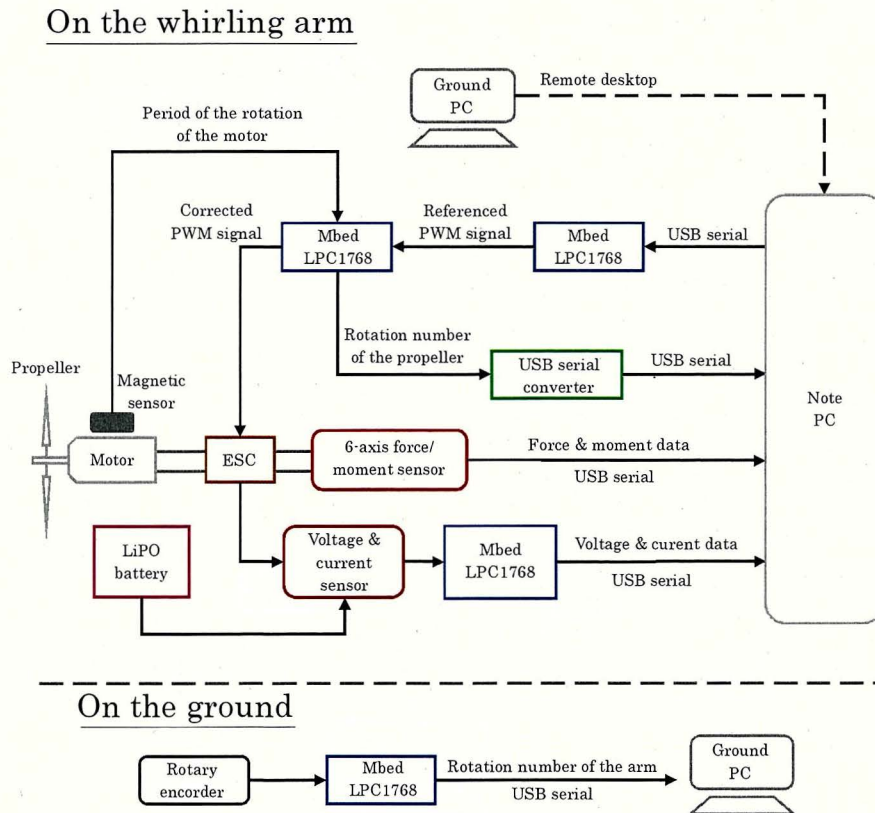


Fig. 4.3 計測システム 詳細図

4.2 計測の理論

Fig. 4.4 は、回転アームの簡略図を示す。点 O , S , A , P は、それぞれ、アームの回転中心、6 軸力覚センサの計測中心、アーム先端の部品の重心、プロペラの回転中心である。点 P は、

プロペラの回転軸と一致しており、点 P からプロペラの推力 T^S 、空力トルク Q^S が生じるとする。

プロペラとアームが、それぞれ一定の角速度 ω_p, ω_w で作動している場合を考える。このとき、プロペラやアームが、慣性力によって変形しないことを仮定する。また、アームの作動時、アーム先端の構造物には、アームの回転によって空気力学的な抗力、ないしそれに起因するモーメントが生じることを想定する。

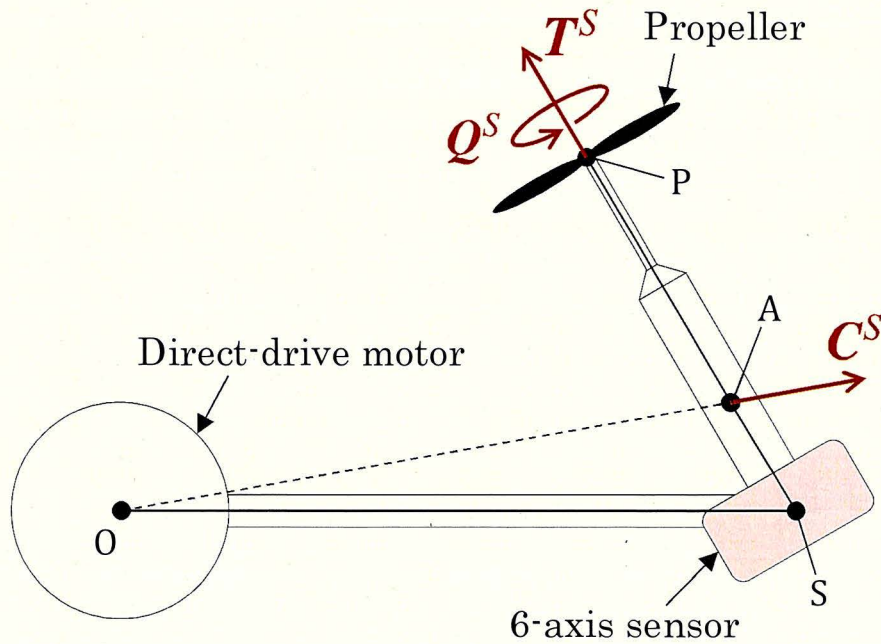


Fig. 4.4 回転アームの簡略図

試験時、6軸力覚センサによって計測される外力ベクトルの抗力成分ベクトルを D^S 、遠心力成分ベクトルを C^S とする。また、6軸力覚センサのモーメントベクトル M^S に含まれている、抗力に起因するモーメントベクトルを M_D^S とする。この時、計測試験時に6軸力覚センサが取得する外力 F^S およびモーメント M^S は、式(4.1)、(4.2)のように、アーム・プロペラの作動時に生じる空気力および慣性力の成分の総和で表すことができる。

$$F^S = T^S + C^S + D^S \quad (4.1)$$

$$M^S = Q^S + \overrightarrow{SP} \times T^S + \overrightarrow{SA} \times C^S + M_D^S \quad (4.2)$$

ここで、 \overrightarrow{SP} は、センサの計測中心 S から見たプロペラの位置 P の位置ベクトルであり、 \overrightarrow{SA} は、アーム先端の物体の重心 A の位置ベクトルである。

式(4.1)、(4.2)を変形すれば、推力 T^S とトルク Q^S のノルムは、それぞれ、式(4.3)、(4.4)のように導出される。

$$\|T^S\| = \|F^S - C^S - D^S\| \quad (4.3)$$

$$\|Q^S\| = \left\| M^S - \overrightarrow{SP} \times T^S - \overrightarrow{SA} \times C^S - M_D^S \right\| \quad (4.4)$$

プロペラの後流とアーム先端の構造物との間の空気力学的な干渉に起因する外力・モーメントが、無視できる程度に小さいことを仮定する。このとき、式(4.3), (4.4)より、プロペラとアームが両方作動している時に得られる外力・モーメントのデータから、アームのみが作動している時に得られる外力・モーメントのデータを取り除くことで、 T^S , Q^S のデータを得ることができる。

4.3 プロペラ回転数変化の抑制手法

本節は、計測試験時におけるプロペラ回転数変化の抑制手法を示す。電動推進器の回転数や軸トルクは、プロペラの運転状態、推進器の電源の電圧・電流の変動に起因して変化する。本研究で使用する回転アーム試験では、推進器の電源にリチウムポリマーバッテリーを使用するため、計測試験時の電源電圧の低下に起因して、プロペラの回転数が変化することが考えられる。したがって、電源の状態に影響されないプロペラ回転数のフィードバック制御系が、必要である。

4.3.1 制御手法

Figure 4.5 は、設計されたプロペラ回転数のフィードバック制御系を示す。 p は、パルス幅変調式の入力信号 (PWM 入力) を表す。

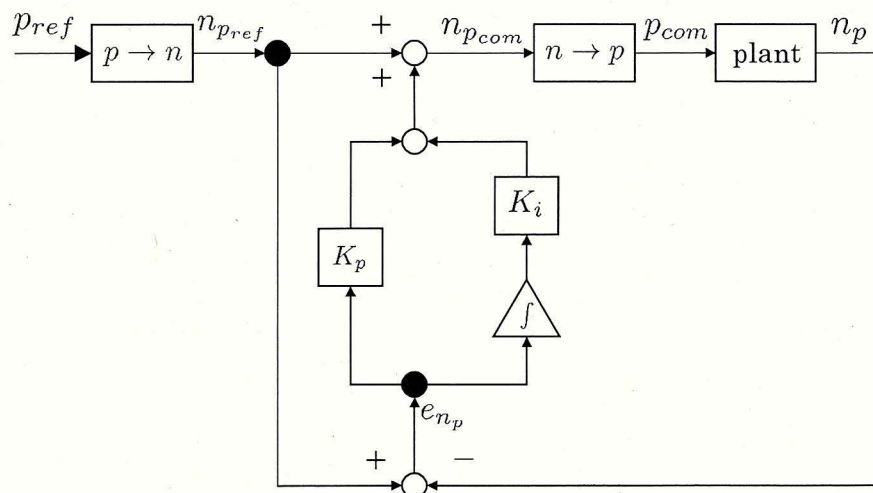


Fig. 4.5 プロペラ回転数制御系

プロペラ回転数の制御は、PI補償によるフィードバック制御を用いて行われる。本制御系へ入力されるPWM入力に関して、PWM入力の目標値 p_{ref} は、プロペラ回転数の目標値

$n_{p_{ref}}$ に変換される. p_{ref} から $n_{p_{com}}$ への変換式は, 式 (4.5) に表される.

$$n_{p_{ref}} = a(p_{ref} - b) + c \quad (4.5)$$

ここで, a は比例定数, b は入力信号が有するパルス幅のオフセット量, c はプロペラ回転数のオフセット切片である.

プロペラの制御量 $n_{p_{com}}$ は, n_p と $n_{p_{ref}}$ との間の偏差 e_{n_p} に PI 補償を施すことで決定される. p_{com} は, $n_{p_{com}}$ を式 (4.5) の逆関数に代入することで得られる.

設計された制御系は, mbed LPC1768 マイコンに実装し, シリアル通信によってパルス幅の指令値を受信する. 制御系によって算出された PWM 信号は, 推進器の ESC に送信される.

4.3.2 性能指標とゲインの決定

本制御系の目標性能指標は, Table. 4.2 の通りである.

Table 4.2 制御系の性能指標

項目	記号	仕様詳細
整定時間	t_{settle}	3 [s] 以内
定常偏差	e_{n_p}	5 % 以内

比例ゲイン K_p , 積分ゲイン K_i は, プロペラ回転数のステップ応答評価試験を通して, 式 (4.6) のように決定した.

$$K_p = 1.60, K_i = 2.60 \quad (4.6)$$

4.3.3 制御結果

設計される制御系は, 供給電源の電圧を入力とする, プロペラ回転数のステップ応答を検証することで評価される.

プロペラ回転数のステップ応答評価試験は, 以下の手順で行う.

1. 推進器に一定の電圧 (14.7 [V]) を印加する.
2. 推進器に p_{ref} を入力し, 推進器を作動させる.
3. 作動中の推進器の供給電圧をおよそ 30 [s] 毎に, 14.7 [V], 12.7 [V], 16.7 [V], 14.7 [V] と変化させ, 供給電圧のステップ的变化に対する, プロペラ回転数のステップ応答を検証し, その制時間と定常偏差を評価する.

本評価試験では, p_{ref} を 1.16 [ms], 1.62 [ms] とした.

評価試験の結果, Table. 4.3, Fig. 4.6 に示される PWM 入力とモータ回転数との間の回帰直線が得られた. これらは, 供試ロータが静的運転状態, すなわち, プロペラの進行率が, ゼロの時に計測されたものである. これらの結果は, 設計された制御系が所望の制御性能を満足していることを示している.

Table 4.3 PWM 信号のパルス幅とモータ回転数との関係

パルス幅 p [ms]	回転数の目標値 $n_{p_{ref}}$ [rps]	回転数の計測値 n_p [rps]	定常偏差 e_{n_p} %
1.20	23.9953	23.4193	2.4228
1.30	35.9873	37.2507	3.5107
1.40	47.9793	50.0186	4.2503
1.50	59.9713	60.2640	0.4881
1.60	71.9633	72.7392	0.8002
1.70	83.9553	85.2172	1.5030
1.80	95.9473	97.4517	1.5680
1.90	107.9393	108.3965	0.4235

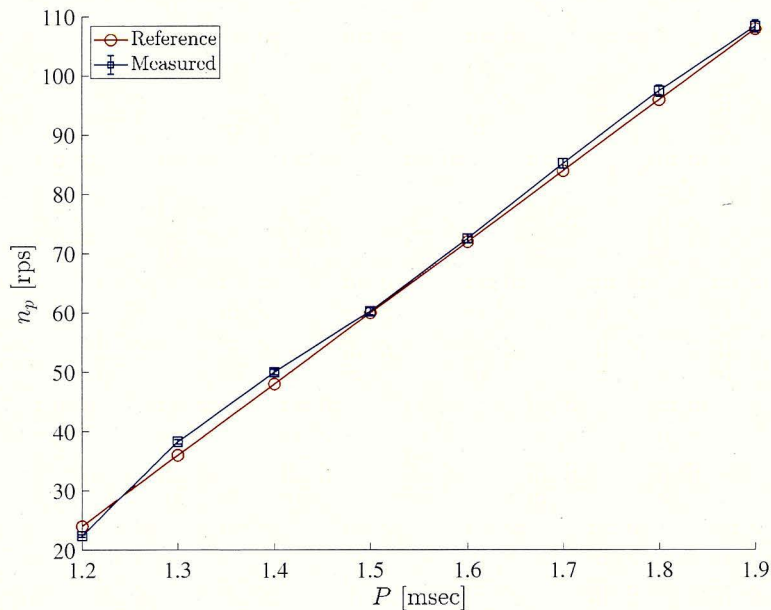


Fig. 4.6 プロペラ回転数の目標回帰直線と計測結果

Figure 4.7, Fig.4.8 は, 評価試験の時間履歴を示している. 試験時の t_{settle} と e_{n_p} は,

Table.4.4 に示される.

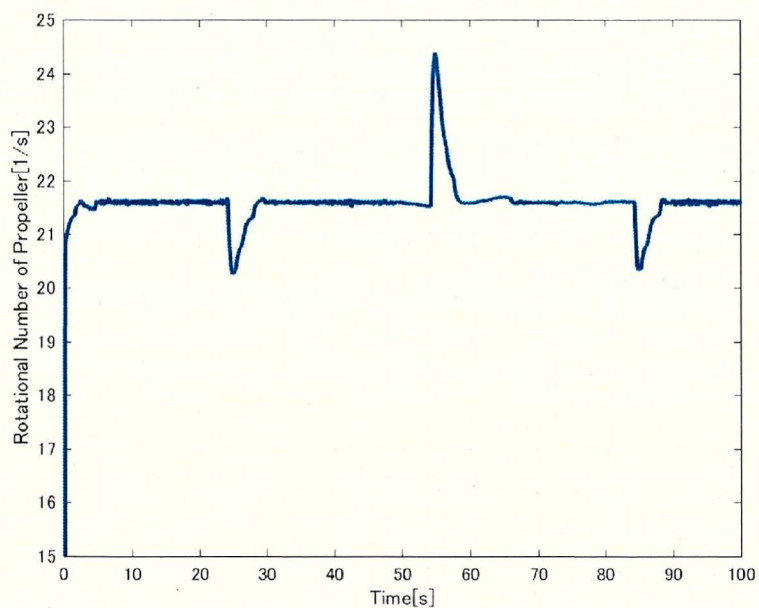


Fig. 4.7 電圧のステップ変化に対するプロペラ回転数 (パルス幅 1.16 [msec])

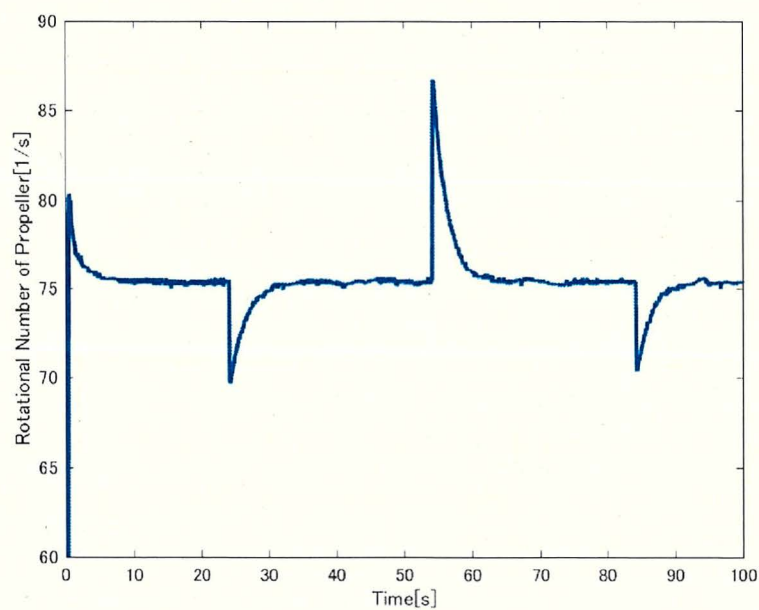


Fig. 4.8 電圧のステップ変化に対するプロペラ回転数 (パルス幅 1.62 [ms])

Table 4.4 整定時間, 定常偏差

p [ms]	t_{settle} [s]	e_{n_p} %
1.16	0.78	0.0015
1.62	1.85	0.12

Table.4.4 に示される整定時間および定常偏差が, それぞれの性能指標の数値を下回っていることから, 設計されたプロペラ回転数制御系は, 所望の制御性能を達成していると言える. また, Fig.4.7, Fig.4.8 は, n_p が長時間に渡って一定に制御されていることから, 計測試験時の n_p の変化が小さく, J に与える影響を小さいと考えられる.

第5章

試験データの補正手法

回転アーム試験時，複数の後流渦が，ブレードの周囲に生じる．これらは，ブレードに速度場を誘導するため，プロペラの特性的変動を引き起こす．したがって，プロペラの空気力データは，上記の効果を考慮して補正される必要がある．

本論文は，計測された空気力データから後流渦の誘導速度場を推定する手法を示す．翼素理論と翼素運動量理論は，後流渦の誘導速度場を推定するために用いられる．

5.1 変位速度比の定義

補正モデルを得るために，プロペラの後流渦に関する諸定義を行う．Figure 5.1 は，半径 r_p の位置にある翼素から放出される渦糸の移動速度成分を示している．後流が非圧縮であり，半径方向および周方向の拡散を無視できるならば，渦糸は，vortex sheet に対して垂直の方向に一定の速度 v_n で進行する．このとき， u_a は，微小の時間 Δt の間に渦糸が軸方向に変位した距離から計算される見かけの速度である．

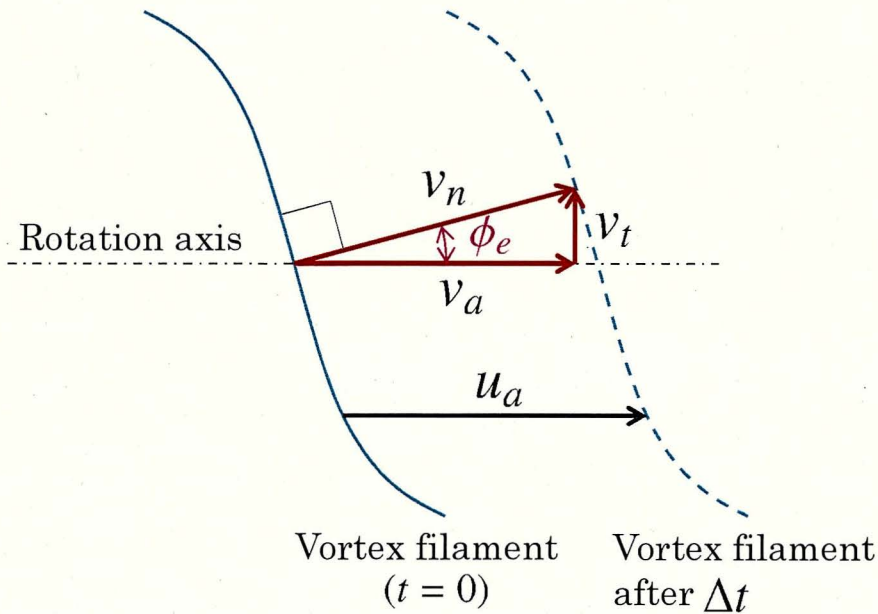


Fig. 5.1 後流渦の構造と配置速度の定義

以上の定義のもとでは、螺旋面のピッチ角は、定常状態において $\phi_e(i r_p)$ と等価となる。この時、 v_a と v_t は、 v_n を用いて、式 (5.1), (5.2) のように表される。

$$v_a(i r_p) = u_a(i r_p) \cdot \cos^2(\phi_e(i r_p)) \quad (5.1)$$

$$v_t(i r_p) = u_a(i r_p) \cdot \cos(\phi_e(i r_p)) \cdot \sin(\phi_e(i r_p)) \quad (5.2)$$

5.2 翼素理論に基づくモデリング

翼素理論を用いて、 $i r_p$ 方向の T, Q の分布を表すと、式 (5.3), (5.4) のようになる。

$$\frac{dT}{d^i r_p} = \frac{dL}{d^i r_p} \cdot \cos \phi_e \cdot (1 - \epsilon \cdot \tan \phi_e) \quad (5.3)$$

$$\frac{dQ}{d^i r_p} = \left[\frac{dL}{d^i r_p} \cdot \sin \phi_e \cdot \left(1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi_e} \right) \right] \cdot i r_p \quad (5.4)$$

以下に、式 (5.3), (5.4) 中の記号の定式化を示す。始めに、任意の $i r_p$ における C_l, C_d が既知である時、 ϵ を式 (5.5) として定式化する。

$$\epsilon(i r_p) = \frac{C_d(i r_p)}{C_l(i r_p)} \quad (5.5)$$

次に，誘導速度比 $\xi(i r_p) = u_a(i r_p)/U_{a_{ref}}(i r_p)$ を用いて， ϕ_e を式 (5.6) として表す．

$$\phi_e(i r_p) = \tan^{-1} \left[\frac{(l_w + i r_p \sin i \psi_p) \omega_w}{\omega_p \cdot i r_p} (1 + \xi) \right] = \tan^{-1} \left[\frac{U_{a_{ref}}(i r_p)}{U_{t_{ref}}(i r_p)} \{1 + \xi(i r_p)\} \right] \quad (5.6)$$

ここで， $U_{a_{ref}}(i r_p) = (l_w + i r_p \sin i \psi_p) \omega_w$ ， $U_{t_{ref}}(i r_p) = \omega_p \cdot i r_p$ である．

さらに，翼素の形状が二次元翼型であり，Kutta-Joukowski の定理が成立することを仮定し，式 (5.3)，(5.4) 中の (dL/dr_p) を式 (5.7) として表す．

$$\frac{dL}{d i r_p} = \rho \cdot B \cdot \Gamma_p(i r_p) \cdot U_e(i r_p) = B \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot \{U_e(i r_p)\}^2 \cdot c_p(i r_p) \cdot C_l(i r_p) \quad (5.7)$$

最後に， U_e を式 (5.8) のように表す．

$$U_e(i r_p) = \sqrt{[U_{a_{ref}} \{1 + a(i r_p)\}]^2 + [U_{t_{ref}} \{1 - b(i r_p)\}]^2} \quad (5.8)$$

ここで， $a(i r_p) = v_a(i r_p)/U_{a_{ref}}(i r_p)$ ， $b(i r_p) = v_t(i r_p)/U_{t_{ref}}(i r_p)$ である．

5.3 翼素運動量理論に基づくモデリング

翼素運動量理論より， T ， Q の $i r_p$ 方向の分布は， $a(i r_p)$ ， $b(i r_p)$ を用いることで，式 (5.9)，(5.10) のように表される．

$$\frac{dT}{d i r_p} = \rho \cdot (2\pi \cdot i r_p) \cdot U_{a_{ref}}(i r_p) \cdot (1 + a) \cdot 2a \cdot U_{a_{ref}}(i r_p) \cdot E(i r_p) \quad (5.9)$$

$$\frac{dQ}{d i r_p} = \rho \cdot (2\pi \cdot i r_p) \cdot U_{a_{ref}}(i r_p) \cdot (1 + a) \cdot 2b \cdot U_{t_{ref}}(i r_p) \cdot i r_p \cdot E(i r_p) \quad (5.10)$$

5.4 有効迎角のモデリング

$a(i r_p) \ll U_{a_{ref}}(i r_p)$ ならば，式 (5.11) が成り立つ．

$$\phi_e(i r_p) \simeq \tan^{-1} \left[\frac{U_{a_{ref}}(i r_p)}{U_{t_{ref}}(i r_p)} \right] \quad (5.11)$$

$$\frac{dT}{d i r_p}(i r_p) \simeq \frac{1}{2} \rho \cdot (U_{e_{ref}})^2 \cdot c_p \cdot \cos \phi_e \cdot C_l (1 - \epsilon \cdot \tan \phi_e) \quad (5.12)$$

$$\simeq \rho \cdot 2\pi \cdot i r_p \cdot (U_{a_{ref}} + U_{e_{ref}} \cdot \alpha_e \cdot \cos \phi_e) \cdot 2U_{e_{ref}} \cdot \alpha_e \cdot \cos \phi_e \quad (5.13)$$

ここで， $U_{e_{ref}}(i r_p)$ は，

$$U_{e_{ref}}(i r_p) = \sqrt{\{U_{a_{ref}}(i r_p)\}^2 + \{U_{t_{ref}}(i r_p)\}^2} \quad (5.14)$$

である。

式(5.12), (5.13)より, 式(5.15)のように α_e の方程式が導出される。

$$(\alpha_e)^2 + \frac{U_{aref}}{U_{eref} \cdot \cos \phi_e} \alpha_e - \frac{\sigma \cdot C_l (1 - \epsilon \cdot \tan \phi_e)}{8 \cos \phi_e} = 0 \quad (5.15)$$

5.5 循環のモデリング

半径 r_p の位置の循環は, 半径 r_p にある翼素がプロペラの回転軸の周りに生み出す循環と等価であるので, 式(5.16)を満足する。

$$B \cdot \Gamma(i r_p) = 2\pi \cdot i r_p \cdot v_t(i r_p) \cdot E(i r_p) \quad (5.16)$$

式(5.2)を式(5.16)に代入することで, 式(5.17)が, 導出される。

$$\Gamma(i r_p) = \frac{2\pi \cdot G(i r_p) \cdot \xi(i r_p) \cdot \{U_{aref}(i r_p)\}^2}{B \cdot \omega_p} \quad (5.17)$$

ここで, 無次元数 G は, 式(5.18)のように表される。

$$G(i r_p) = E \cdot \chi \cdot \cos \phi_e \cdot \sin \phi_e, \quad \chi(i r_p) = \frac{\omega_p \cdot i r_p}{U_{aref}} \quad (5.18)$$

式(5.7), (5.17)の関係を式(5.3), (5.4)に代入すると, 式(5.19), (5.20)を導出することができる。

$$\frac{dT}{d^i r_p} = \frac{2\pi \cdot \rho \cdot G \cdot \xi \cdot (U_{aref})^2}{\omega_p} \cdot U_{eref} \cdot \cos \phi_e \cdot (1 - \epsilon \cdot \tan \phi_e) \quad (5.19)$$

$$\frac{dQ}{d^i r_p} = \left[\frac{2\pi \cdot \rho \cdot G \cdot \xi \cdot (U_{aref})^2}{\omega_p} \cdot U_{eref} \cdot \sin \phi_e \cdot \left(1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi_e}\right) \right] \cdot i r_p \quad (5.20)$$

式(5.19)と式(5.3)が等価であるため, これらの関係から成る方程式を a について解くと, 式(5.21)を得る。

$$a(i r_p) = \frac{\xi}{2} \cdot \cos^2 \phi_e \cdot (1 - \epsilon \cdot \sin \phi_e) \quad (5.21)$$

同様に, 式(5.20)と式(5.4)が等価であることから, これらの関係から成る方程式を b について解くと, 式(5.22)を導出できる。

$$b(i r_p) = \frac{\xi}{2\chi} \cdot \sin \phi_e \cdot \cos \phi_e \cdot \left(1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi_e}\right) \quad (5.22)$$

5.6 ξ のモデリング

ξ とプロペラの空力係数との関係を明らかにし、 ξ を計算するための手法を示す。 $U_{a_{ref}}$ を用いて T を式 (5.23) のように無次元化する。

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \pi (R_p)^2 \cdot (V_a)^2} \quad (5.23)$$

式 (5.23) を ${}^i r_p$ について微分すると、式 (5.24) の関係を導出することができる。

$$\frac{dT}{d{}^i r_p} = \frac{1}{2} \rho (V_a)^2 \cdot \pi R_p \cdot \frac{dC_T}{d{}^i \hat{r}_p} \quad (5.24)$$

式 (5.19), (5.21), (5.22) を式 (5.24) を代入すれば、式 (5.25) の関係が導かれる。

$$\frac{dC_T}{d{}^i \hat{r}_p} = \frac{dI_1}{d{}^i \hat{r}_p} \cdot \xi - \frac{dI_2}{d{}^i \hat{r}_p} \cdot \xi^2 \quad (5.25)$$

ここで、

$$\frac{dI_1}{d{}^i \hat{r}_p} = 4 \cdot G \cdot {}^i \hat{r}_p (1 - \epsilon \tan \phi_e) \quad (5.26)$$

$$\frac{dI_2}{d{}^i \hat{r}_p} = \frac{1}{2 {}^i \hat{r}_p \cdot \xi} \cdot \frac{dI_1}{d{}^i \hat{r}_p} \cdot G \cdot \sin \phi_e \cdot \cos \phi_e \left(1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi_e} \right) \quad (5.27)$$

である。

式 (5.25) を \hat{r}_p について積分すると、式 (5.28) のように C_T を求めることができる。

$$C_T = \int \left(\frac{dI_1}{d{}^i \hat{r}_p} \right) d{}^i \hat{r}_p \cdot \xi - \int \left(\frac{dI_2}{d{}^i \hat{r}_p} \right) d{}^i \hat{r}_p \cdot \xi^2 = I_1 \cdot \xi - I_2 \cdot \xi^2 \quad (5.28)$$

式 (5.28) を ξ について解くことで、 ξ を式 (5.29) で表すことができる。

$$\xi = \frac{I_1}{2I_2} - \sqrt{\left(\frac{I_1}{2I_2} \right)^2 - \frac{C_T}{I_2}} \quad (5.29)$$

5.7 誘導速度係数の計算方法

前述のモデリングにおいて、未知数は、 ξ のみであり、各離散時間において最適な ξ を探索する必要がある。本論文では、以下に示される ξ の最適化手法を構築した。

この計算ループを実行するためには、ブレードの幾何形状 (B, R_p, θ_p, c_p), 作動条件 ($U_{a_{ref}}, \omega_p$) が既知である必要がある。また、 ζ の初期値を $\xi = 0$ とする。

1. 作動条件から, χ を計算する.
2. この段階における ξ を ξ_{old} とする.
3. 式 (5.6) を用いて, $E(\hat{r}_p)$, $\phi_e(\hat{r}_p)$ を計算する.
4. 式 (5.5) と翼型の空力特性データから, $C_l(\hat{r}_p)$, $C_d(\hat{r}_p)$, $\epsilon(\hat{r}_p)$ を計算する.
5. 式 (5.21), (5.22) から, $a(\hat{r}_p)$, $b(\hat{r}_p)$ を計算する.
6. 式 (5.27) を用いて, $dI_1/d\hat{r}_p$ を計算する. その後, これらの導関数を \hat{r}_p について積分することで, I_1 , I_2 を計算する.
7. 式 (5.29) を用いて, 新しい ξ を計算する. この時, 計算された ξ を ξ_{new} とする.
8. ξ の相対誤差 λ_ξ を用いて, 収束条件を式 (5.30) のように計算する.

$$\lambda_\xi = \left\| \frac{\xi_{new} - \xi_{old}}{\xi_{new}} \right\| < \delta_\xi \quad (5.30)$$

式 (5.30) が満足されれば, 計算ループから離脱し, 次のステップへと移行する. 満足されない場合は, $\xi = \xi_{new}$ とし, 2 へと戻る.

9. 収束時の $a({}^i\hat{r}_p)$, $b({}^i\hat{r}_p)$ を用いて, $v_a({}^i r_p)$, $v_t({}^i r_p)$ を計算する.

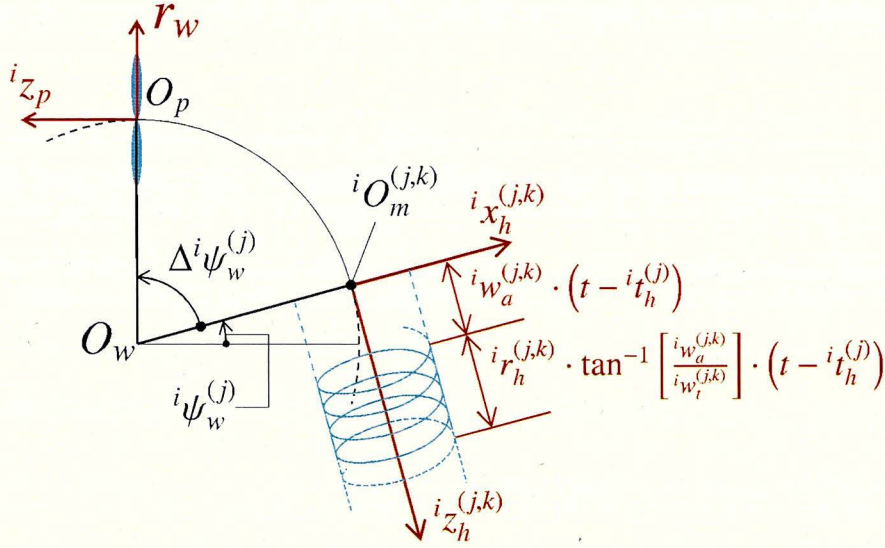
5.8 後流渦の誘導速度場のモデリング

前項までに示された翼素が誘導する速度場から, 後流渦の誘導速度場のモデリングを行う. 2.5 節で示されたプロペラ後流渦の誘導速度場モデルを用いて, 試験時の真の進行率を計算する手法および解析手順を示す.

時間 t におけるプロペラと後流渦の位置関係を Fig. 5.2 に示す. i 番目のブレードから生み出された j 番目の後流渦が生じた時間を ${}^i t_h^{(j)} \leq t$ とする. このとき, アーム角速度 ω_w が, 全ての時間 t において一定であるならば, 時間 t でのアームの回転角と時間 ${}^i t_h^{(j)}$ でのアームの回転角との間の差 $\Delta^i \psi_w^{(j)}$ は,

$$\Delta^i \psi_w^{(j)} = \omega_w \cdot (t - {}^i t_h^{(j)}) \quad (5.31)$$

と表すことができる.

Fig. 5.2 時間 t におけるプロペラと後流渦との間の位置関係

生じた後流渦の中の k 番目の渦糸は、 $i z_h^{(j,k)}$ の正方向に接線方向速度 $i w_t^{(j,k)}$ に回転しながら軸方向速度 $i w_a^{(j,k)}$ で進行する。後流渦は、移動するのと同時に、 $i z_h^{(j,k)}$ 軸の正方向に $i r_h^{(j,k)} \cdot \arctan \left[i w_a^{(j,k)} / i w_t^{(j,k)} \right]$ の速度で伸長するものとする。

式 (2.4) を変形し、ベクトルポテンシャルの時間変化率の形で書き表すと、式 (5.32) となる。

$$\frac{d^i \mathbf{A}_h^{(j,k)}}{dt} \left(i \mathbf{x}_h^{(j,k)}, i \mathbf{x}_s^{(j,k)} \right) = \frac{i \Gamma_h^{(j,k)} \left(i \mathbf{x}_h^{(j,k)} \right)}{4\pi \cdot i w_t^{(j,k)}} \cdot \frac{\mathbf{e}_t \left(i \mathbf{x}_s^{(j,k)} \right)}{\left\| i \mathbf{x}_h^{(j,k)} - i \mathbf{x}_s^{(j,k)} \right\|} \quad (5.32)$$

有限長である一つの helical vortex filament が翼素に誘導する速度場は、後流渦の生成時点から現在時刻までの経過時間 $\Delta i t_h^{(j,k)}$ および helical vortex filament の半径 $i r_h^{(j,k)}$ について積分することによって、式 (5.33) のように求められる。

$$\begin{aligned} i \mathbf{u}^{(j)} \left(i r_p, t \right) &= \left[i u_x^{(j)}, i u_y^{(j)}, i u_z^{(j)} \right] \\ &= \int_{i r_h^{(j,k)}} \int_t \nabla \times \left(\frac{d^i \mathbf{A}_h^{(j,k)}}{dt} \right) dt d^i r_h^{(j,k)} \end{aligned} \quad (5.33)$$

翼素の軸方向・接線方向の誘導速度 u_{ah} , u_{th} は、式 (5.33) に示される速度成分と、時間 t におけるプロペラ・アームの回転角を用いて、以下のように表される。

$$i u_{ah} \left(i r_p, t \right) = i u_z^{(j)} \cdot \cos \left(\Delta i \psi_w^{(j)} \right) + i u_x^{(j)} \cdot \sin \left(\Delta i \psi_w^{(j)} \right) \quad (5.34)$$

$$\begin{aligned} i u_{th} \left(i r_p, t \right) &= -i u_x^{(j)} \cdot \cos \left(\Delta i \psi_w^{(j)} \right) \cdot \cos \left(\omega_p \cdot t \right) + i u_y^{(j)} \cdot \sin \left(\omega_p \cdot t \right) \\ &\quad + i u_z^{(j)} \cdot \sin \left(\Delta i \psi_w^{(j)} \right) \cdot \cos \left(\omega_p \cdot t \right) \end{aligned} \quad (5.35)$$

後流渦の誘導速度場を考慮して補正された翼素の進行率は、式(5.36)のように表される。

$$J_{corr}(i r_p, t) = \frac{\{l_w + i r_p \cdot \sin(\omega_p \cdot t)\} \cdot \omega_w + i u_{ah}(i r_p, t)}{n_p \cdot D_p + i u_{th}(i r_p, t)} \quad (5.36)$$

式(5.36)は、プロペラの回転角 ψ_p によって周期的に変化する。そのため、補正後の翼素の進行率は、進行率変動の時間平均によって代表される必要がある。ブレードの代表半径 \tilde{r}_p にある翼素の進行率の代表値 \tilde{J}_{corr} は、式(5.37)のように表される。

$$\tilde{J}_{corr}(\tilde{r}_p, t) = \frac{1}{B} \sum_{i=1}^B \left[\frac{1}{f_p} \int_{t-f_p}^t J_{corr}(i \tilde{r}_p, \tau) d\tau \right] \quad (5.37)$$

5.9 進行率の時間変化の収束判定法

補正後の進行率は、生み出される後流渦の増加や後流渦の位置の時間変化に起因して、時間 t とともに変化する。定常の進行率を求めるためには、進行率の時間変化の収束を判断する必要がある。本稿では、進行率の定常性を、補正後の進行率の時間履歴の弱定常性を計算することで判定することを考える。

時間 t の間に m 個の進行率データが存在するとする。サンプリング周期 Δt が、全ての t において一定であるとすると、 $q = 1, 2, \dots, m$ 番目の進行率のデータは、 J_q と表すことにする。このとき、任意の自然数 $k < m$ に対して、 k 次の自己相関係数 γ_q は、式(5.38)のように表される。

$$\gamma_q = \frac{\text{cov}[J_q, J_{q-k}]}{\sqrt{\text{var}[J_q]} \cdot \sqrt{\text{var}[J_{q-k}]}} \quad (5.38)$$

$\text{var}[J_q], \text{var}[J_{q-k}]$ は、それぞれ、 $q, (q-k)$ 個の進行率のデータの分散であり、式(5.39), (5.40)のように表される。

$$\text{var}[J_q] = \frac{1}{m} \sum_{q=1}^m [(J_q - \bar{J})^2] \quad (5.39)$$

$$\text{var}[J_{q-k}] = \frac{1}{m-k} \sum_{q=1}^{m-k} [(J_q - \bar{J})^2] \quad (5.40)$$

ここで、 \bar{J} は、進行率データの平均であり、式(5.41)のように表される。

$$\bar{J} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m [J_q] \quad (5.41)$$

式(5.38)の中の $\text{cov}[J_q, J_{q-k}]$ は、進行率データの共分散であり、式(5.42)のように表される。式(5.42)によって、進行率データの変化の周期性を解析することができる。

$$\text{cov}[J_q, J_{q-k}] = \frac{1}{m-k} \sum_{q=1}^{m-k} [(J_q - \bar{J})(J_{q+k} - \bar{J})] \quad (5.42)$$

弱定常性の定義より、任意の k において、 $\gamma_k = \text{const.}$ ならば、進行率データは、弱定常性を有するデータ群であり、進行率の時間変化が収束したと判断することができる。

数値シミュレーションを行う際には、計算誤差の影響を受けて、定常状態であっても γ_q が一定とはならない場合があると考えられる。したがって、進行率の補正においては、各データが計測された時刻で弱定常解析を行い、式 (5.43) を満足したならば、その時刻で計算が収束したと判断する。

$$\lambda_\gamma = \left\| \frac{\gamma_q - \gamma_{q-1}}{\gamma_q} \right\| < \delta_{\gamma_q} \quad (5.43)$$

第6章

プロペラ特性の計測試験

6.1 供試ロータ

著者は、Table 6.1 に示される部品によって構成されるロータを本章における供試体とした。試験中、全ての部品の故障や動作不良が、発生せず、部品の交換は、行われなかった。

Table 6.1 供試ロータの構成部品

構成部品	部品名
プロペラ	APC 10x5E, APC 11x4.5E, APC 10x4.7SF
ブラシレスモータ	Hacker 30A-24M-UAV
ESC	Zion M40A
バッテリー	Hyperion G5 3cells 3300mAh LiPO 35C

6.2 試験装置の作動条件

アームとプロペラの作動条件は、Table 6.2 に示される。設定される $\omega_{w_{ref}}$ は、Table 6.2 の中の J_{ref} を満たすように設定された。

Table 6.2 試験装置の作動条件

パラメータ	記号	数値 [単位]
アームの加速・減速時間	t_{acc}, t_{dec}	10 [s]
アームの定常回転時間	t_{const}	60 [s]
基準進行率	J_{ref}	0.00, 0.05, 0.10, 0.15, 0.20, 0.25, 0.30, 0.35, 0.40
試験者が設定するプロペラの回転数	N_{pref}	3000, 4000, 5000, 6000 [rpm]
	n_{pref}	50.0, 66.7, 83.3, 100.0 [rps]

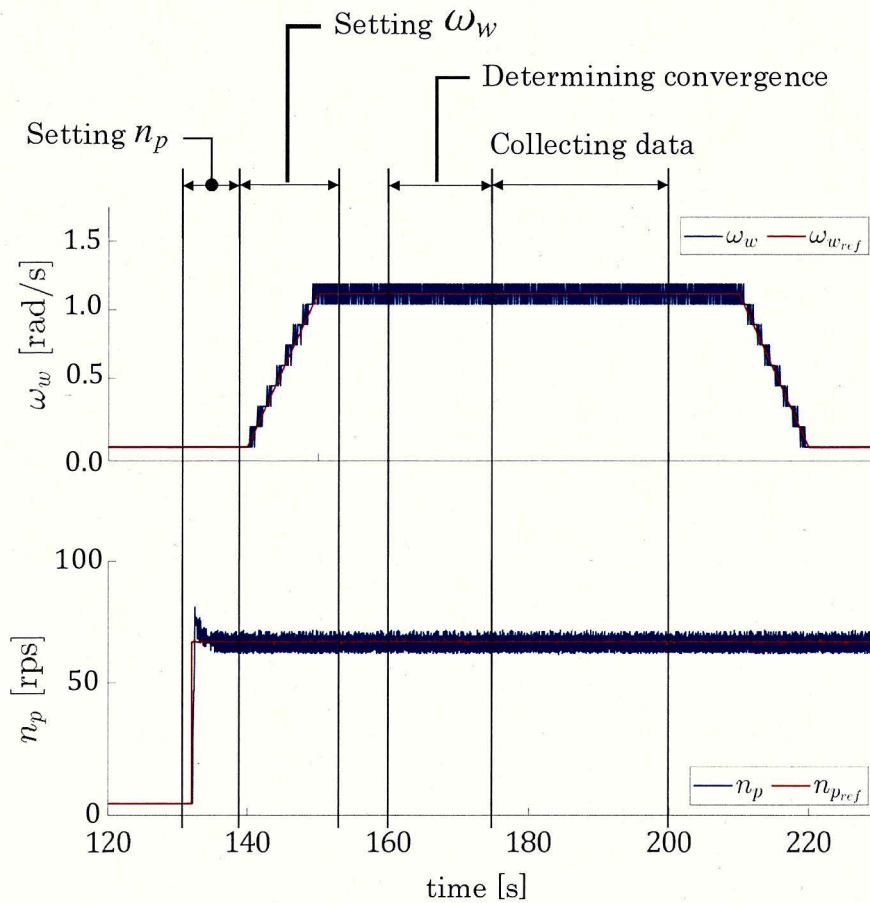
6.3 定常特性解析のためのデータの抽出手法

プロペラの定常特性を解析するためには、 ω_w と n_p が定常に計測されている時間区間を推定し、6軸力覚センサの計測データからその時間区間内にあるデータを抽出する必要がある。この区間の決定のために、Table 6.3 に示される ω_w と n_p の収束基準を設定した。

Figure 6.1 は、 ω_w と n_p の計測データと定常特性の計測時間区間の決定例を図示したものである。アームの作動開始時、 ω_w は、 $\omega_{w_{ref}}$ に到達するまで線形に遷移する。推進器は、 $n_{p_{ref}}$ のステップ入力を与えられることで作動を開始し、 $n_{p_{ref}}$ を追従した後、 $n_{p_{ref}}$ の定常値の周りで振動する。アームとプロペラがどちらも定常に作動している時、Table 6.3 の基準が満足されるかを確認し、 ω_w と n_p の収束を判定する。収束が確認された時、その時点から 30 [s] までの間の区間に存在するデータを定常特性の解析に使用した。

Table 6.3 定常区間の判定基準

基準	最低持続時間
$\ 1 - (\omega_{w_{ref}}/\omega_w)\ \leq 0.02$	15.0 [s]
$\ 1 - (n_{p_{ref}}/n_p)\ \leq 0.05$	15.0 [s]

Fig. 6.1 ω_w , n_p の計測データと定常区間の抽出例

6.4 定常性解析のための解析パラメータ

定常性の解析のためのパラメータを Table 6.4 に示す. k の数値は, 解析時間の短縮のために Table 6.4 中の数値とした. 全ての翼素について E_α の数値が δ を下回った場合に, 弱定常性が補償されたものとし, 解析を中止する.

Table 6.4 定常性解析のためのパラメータ

パラメータ	記号	数値 [単位]
定常性パラメータ	k	1
収束判定の閾値	δ	0.001

6.5 計測の手順

本研究では、以下の手順に従って計測試験を行った。計測試験は、試験装置を十分に広い場所に設置して実施されるとし、外部からの気流は存在せず、壁面や構造物などの干渉が無視できるものとする。

1. アームのみを作動させて、アーム作動時にセンサで計測される外力・モーメントを計測する。本稿では、この手順を5回行い、試験の再現性を確認した。
2. アームとプロペラを作動させて、アームとプロペラが同時に作動する時にセンサで外力・モーメントを計測する。本稿では、この手順を5回行い、試験の再現性を確認した。
3. 手順1で得られた計測データと、手順2で得られた計測データを組み合わせて、アーム作動時にアームの先端に生じる遠心力と抗力およびそれらに起因するモーメントを除去し、プロペラの空気力データを得る。
4. 得られたデータから、試験時にプロペラから生み出された後流の誘導速度場を計算し、試験時のブレードの進行率を補正する。

6.6 計測試験の結果と考察

Table 6.5–Table 6.11 は、計測試験で得られた定常特性データの平均および標準偏差を、 N_{pref} ごとに整理して示したものである。

Figure 6.2–Fig. 6.22 は、Table 6.5–Table 6.11 の計測データを用いて描画されたプロペラ特性曲線を示している。UIUC のデータは、比較のために各図に描画されている。

計測試験の包括的な結果および考察は、以下の通りである。

- \tilde{J}_{prop} は、 J_{ref} と比べて 7% から 15% 程度高くなった。この結果から、プロペラの周囲に生成された後流渦の誘導速度場は、プロペラの進行率を増加させるように生じることが分かる。
- J_{ref} の増加に伴って、 μ_{CT} も増加した。第一の要因として、 J_{ref} の増加によって軸方向の空気力の振動が顕著に現れることが考えられる。第二の要因は、アームが高い角速度で回転することで、アームの回転方向の振動が励起され、この振動成分に影響されたことが考えられる。
- N_{pref} の増加に伴って、 μ_{CQ} も増加した。これは、 N_{pref} の増加に伴ってブレードの空気力が高周波で変動するようになるためである。

Figure 6.2–Fig. 6.22 から、計測された特性は、提案された修正を通じて、既存の風洞試験のデータと概ね一致することが分かる。この事実は、回転アーム試験から得られたプロペラ特性のデータと前述の修正手法から、直進するプロペラの特性を計算できることを示唆する。

6.6.1 APC10x5E の特性の計測結果

初めに、 $J-C_T$ 曲線 (Fig. 6.2–6.4) の結果と考察を示す。Figure 6.2 は、 $0.05 \leq J \leq 0.35$ で風洞結果 (UIUC) と一致しない。また、Fig. 6.3 は、 $0.15 \leq J \leq 0.40$ で UIUC と一致しない。一方で、Fig. 6.4 中の “Corrected” と “UIUC” は、全ての J で良く一致しているため、 N_{pref} が小さい場合、推力特性の計測確度が劣化すると考えられる。

次に、 $J-C_Q$ 曲線 (Fig. 6.5–Fig. 6.7) の結果と考察を示す。Fig. 6.6, Fig. 6.7 は、 $0.25 \leq J \leq 0.35$ の区間で、それぞれ “UIUC” と一致しない。一方で、Fig. 6.5 は、全ての J で良く一致しているため、 N_{pref} が大きい場合、トルク特性の計測確度が劣化すると考えられる。

最後に、 $J-\eta$ 曲線 (Fig. 6.8–6.10) の結果と考察を示す。 $0.15 \leq J \leq 0.25$ の区間では、計測結果と風洞試験の結果が一致しているため、推進効率を良く計測することができる。一方で、 N_{pref} に関わらず、 $J \geq 0.30$ の区間で風洞試験の結果と一致しない。これは、この区間で C_T , C_Q の確度が劣化したことに起因する。

Table 6.5 APC10x5E が $N_{p_{ref}} = 4000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

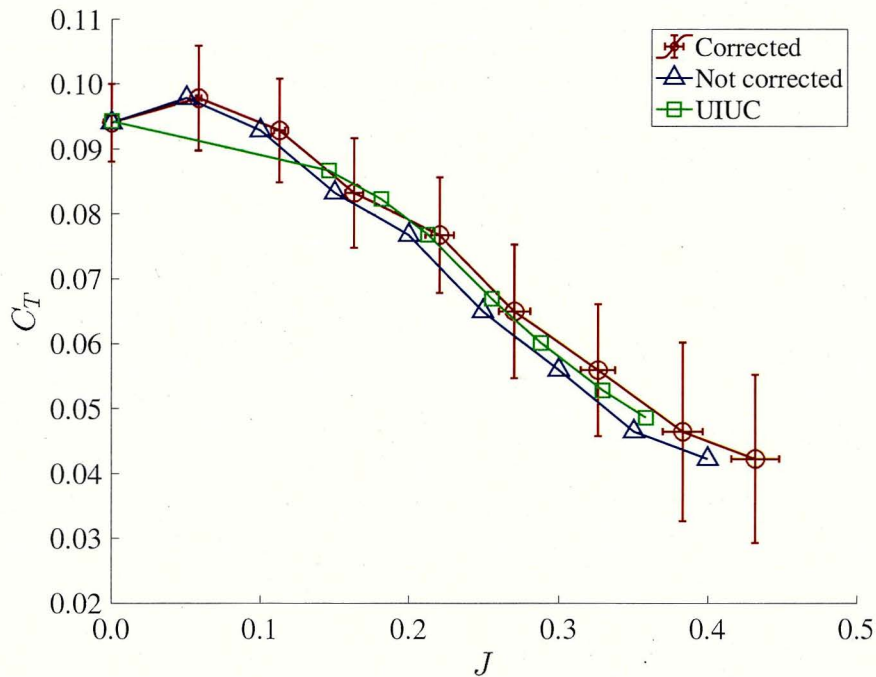
J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.000	0.000	0.09404	0.00580	0.0000	0.00596	0.00040	0.00000
0.050	0.058	0.09782	0.00613	0.1473	0.00808	0.00044	0.00561
0.100	0.113	0.09284	0.00619	0.2696	0.00800	0.00044	0.01095
0.150	0.163	0.08323	0.00624	0.3461	0.00844	0.00042	0.01904
0.200	0.221	0.07674	0.00604	0.4466	0.00893	0.00040	0.03410
0.250	0.271	0.06498	0.00568	0.4932	0.01031	0.00038	0.04437
0.300	0.326	0.05593	0.00515	0.5633	0.01016	0.00038	0.04871
0.350	0.383	0.04646	0.00450	0.6294	0.01378	0.00037	0.08213
0.400	0.432	0.04227	0.00446	0.6516	0.01295	0.00039	0.08443

Table 6.6 APC10x5E が $N_{p_{ref}} = 5000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.000	0.000	0.09701	0.00586	0.0000	0.00431	0.00080	0.00000
0.050	0.055	0.09350	0.00619	0.1322	0.00522	0.00078	0.00203
0.100	0.109	0.09095	0.00616	0.2560	0.00556	0.00088	0.00383
0.150	0.161	0.08581	0.00619	0.3551	0.00549	0.00083	0.00634
0.200	0.211	0.07995	0.00619	0.4340	0.00577	0.00082	0.01078
0.250	0.266	0.07286	0.00605	0.5102	0.00651	0.00079	0.01341
0.300	0.321	0.06261	0.00540	0.5926	0.00793	0.00068	0.02107
0.350	0.375	0.05338	0.00500	0.6373	0.00939	0.00065	0.03168
0.400	0.431	0.04399	0.00462	0.6537	0.01160	0.00053	0.05580

Table 6.7 APC10x5E が $N_{p_{ref}} = 6000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.000	0.000	0.09471	0.00609	0.0000	0.00354	0.00133	0.00000
0.050	0.058	0.10633	0.00685	0.1399	0.00455	0.00138	0.00100
0.100	0.110	0.10142	0.00680	0.2540	0.00451	0.00135	0.00201
0.150	0.163	0.09940	0.00676	0.3707	0.00650	0.00132	0.00470
0.200	0.218	0.09265	0.00672	0.4608	0.00480	0.00120	0.00564
0.250	0.271	0.08494	0.00682	0.5114	0.00634	0.00128	0.00806
0.300	0.326	0.07424	0.00657	0.5489	0.00819	0.00128	0.01161
0.350	0.383	0.06234	0.00593	0.5879	0.01080	0.00121	0.01940
0.400	0.432	0.05088	0.00525	0.5923	0.01077	0.00122	0.02229

Fig. 6.2 APC10x5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

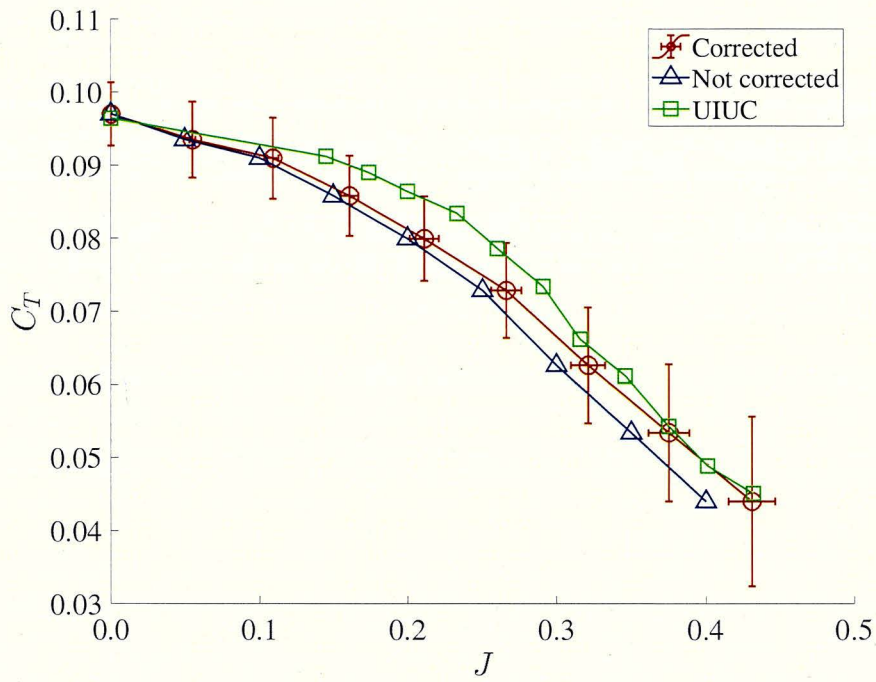


Fig. 6.3 APC10x5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

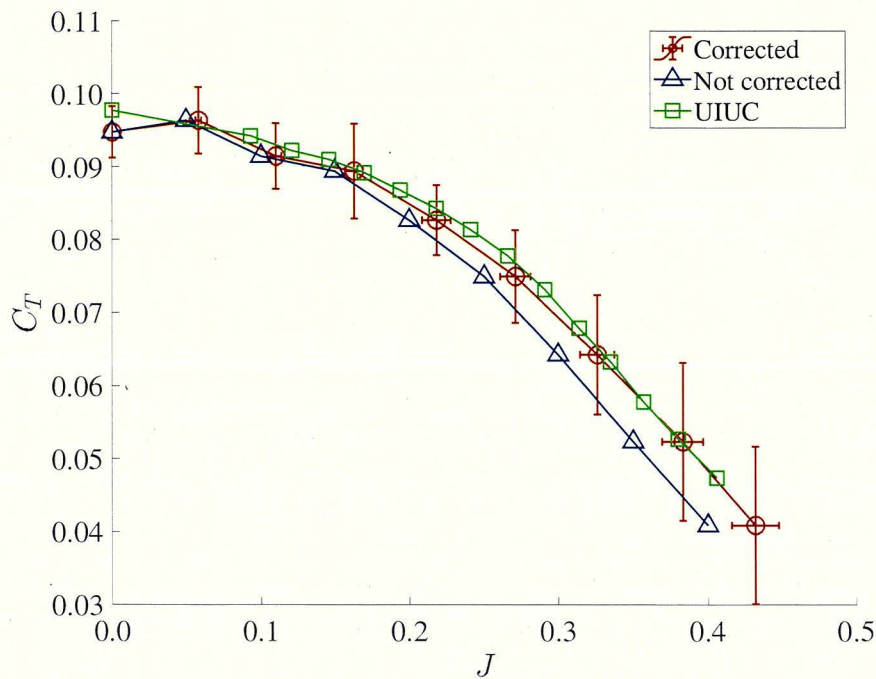


Fig. 6.4 APC10x5E が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

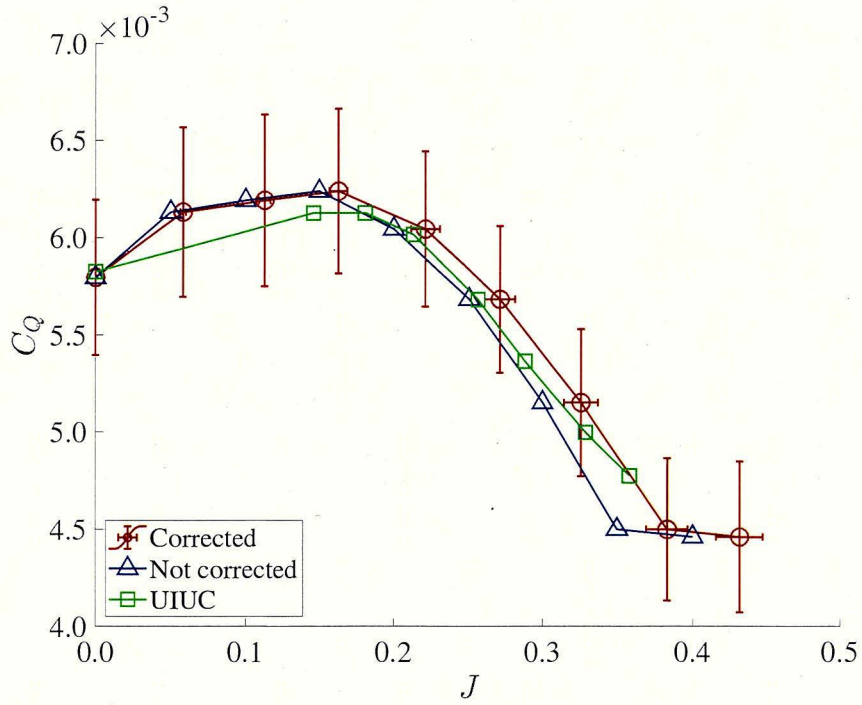


Fig. 6.5 APC10x5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

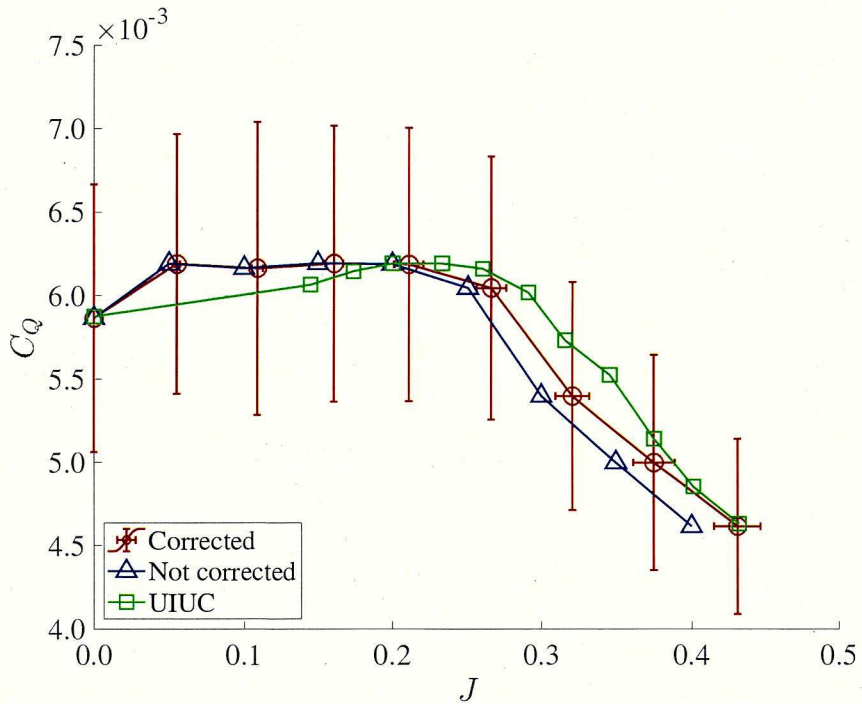


Fig. 6.6 APC10x5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

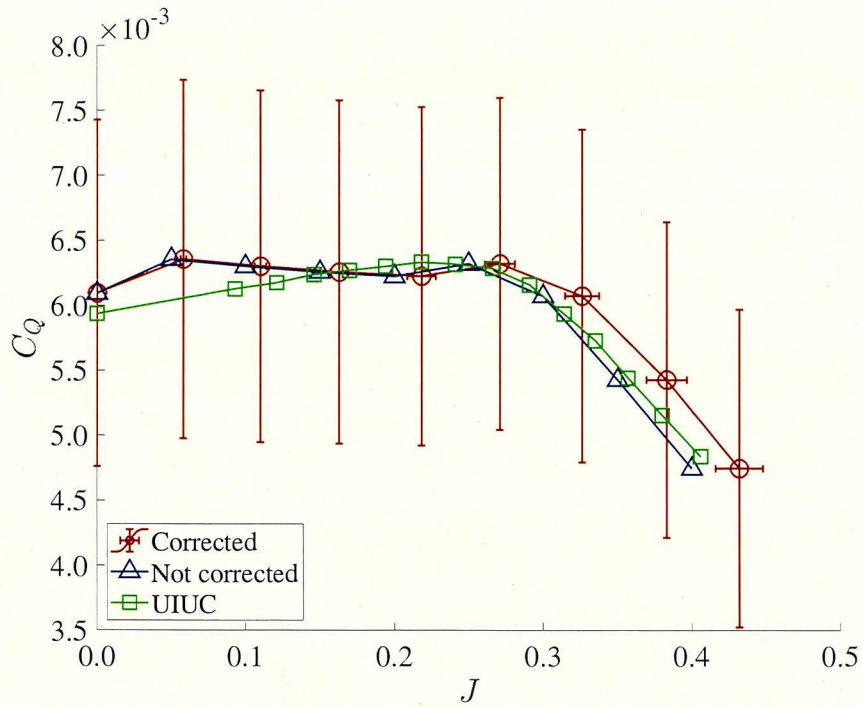


Fig. 6.7 APC10x5E が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

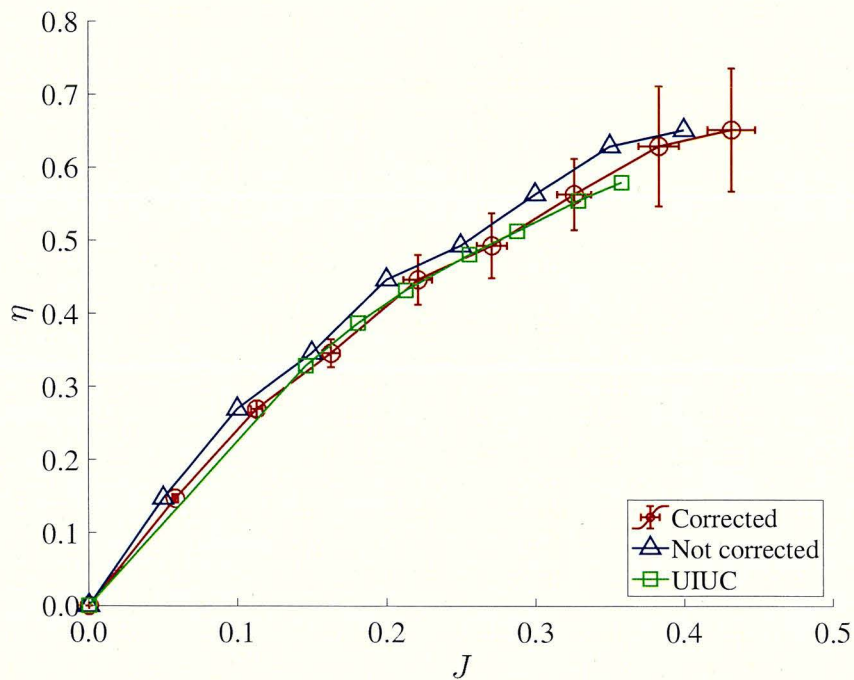


Fig. 6.8 APC10x5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

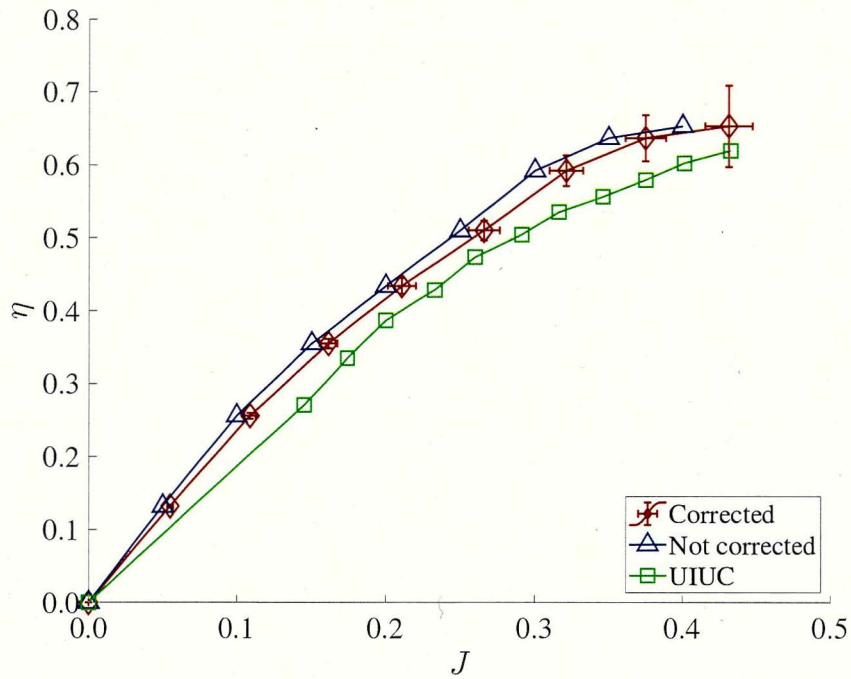


Fig. 6.9 APC10x5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

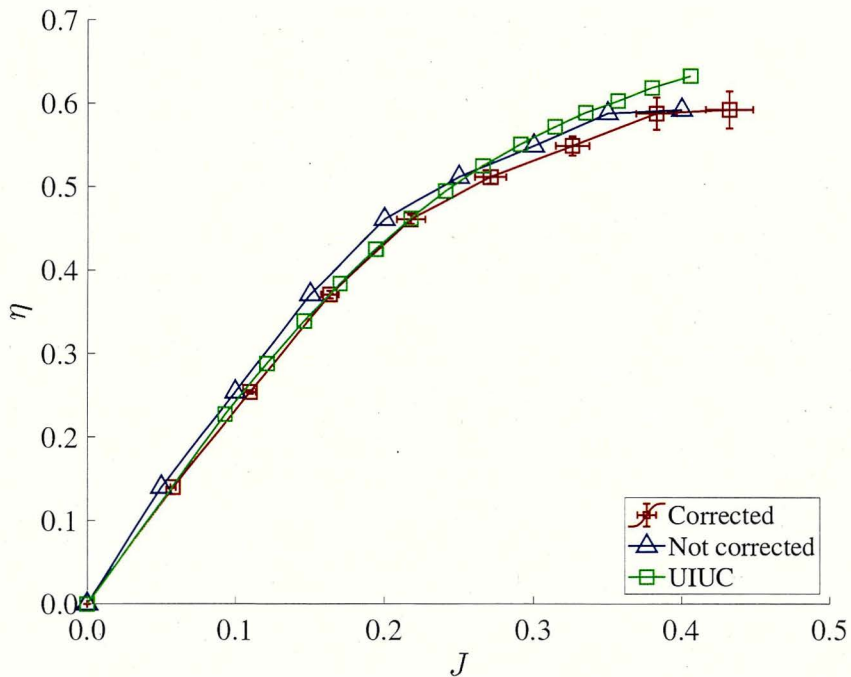


Fig. 6.10 APC10x5E が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

6.6.2 APC11x4.5E の特性の計測結果

APC11x4.5E の $J-C_T$ 曲線 (Fig. 6.11–6.19) では, $N_{pref} = 3000, 4000$ [rpm] の特性が, $0.05 \leq J \leq 0.35$ の区間で風洞試験の結果と一致しない. したがって, N_{pref} が小さければ, 特性の計測精度が, 劣化すると考えられる.

Table 6.8 APC11x4.5E が $N_{pref} = 3000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

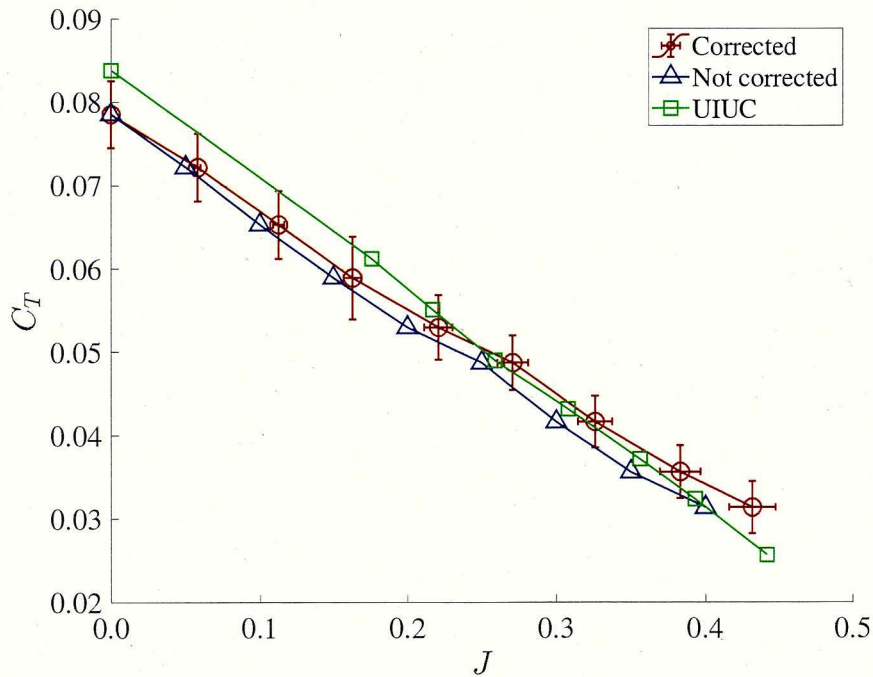
J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.000	0.000	0.07855	0.00537	0.0000	0.00399	0.00146	0.00000
0.050	0.060	0.07220	0.00464	0.1437	0.00406	0.00144	0.00171
0.100	0.116	0.06531	0.00466	0.2521	0.00408	0.00148	0.00334
0.150	0.167	0.06492	0.00455	0.3356	0.00497	0.00149	0.00638
0.200	0.215	0.05297	0.00436	0.4275	0.00387	0.00146	0.00808
0.250	0.282	0.04874	0.00419	0.5015	0.00329	0.00147	0.00728
0.300	0.331	0.04164	0.00392	0.5513	0.00312	0.00155	0.00730
0.350	0.384	0.03563	0.00369	0.5885	0.00315	0.00165	0.00832
0.400	0.431	0.03137	0.00341	0.6325	0.00314	0.00179	0.00890

Table 6.9 APC11x4.5E が $N_{pref} = 4000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.000	0.000	0.08116	0.00502	0.0000	0.00503	0.00077	0.00000
0.050	0.058	0.08258	0.00476	0.1519	0.00290	0.00084	0.00104
0.100	0.111	0.08508	0.00489	0.3021	0.00287	0.00089	0.00194
0.150	0.162	0.08861	0.00492	0.4098	0.00275	0.00089	0.00294
0.200	0.215	0.06724	0.00475	0.4750	0.00727	0.00085	0.01306
0.250	0.269	0.05687	0.00467	0.5155	0.00653	0.00075	0.01407
0.300	0.324	0.04340	0.00400	0.5544	0.00872	0.00073	0.02179
0.350	0.372	0.03779	0.00388	0.5813	0.00850	0.00057	0.03258
0.400	0.430	0.02923	0.00343	0.5850	0.01018	0.00048	0.05366

Table 6.10 APC11x4.5E が $N_{p_{ref}} = 5000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

J_{ref}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}	
0.000	0.000	0.08453	0.00498	0.0000	0.00374	0.00077	0.00000
0.050	0.055	0.08637	0.00520	0.1532	0.00397	0.00080	0.00151
0.100	0.122	0.08255	0.00527	0.2745	0.00379	0.00077	0.00297
0.150	0.159	0.07623	0.00535	0.3697	0.00410	0.00077	0.00509
0.200	0.216	0.06757	0.00539	0.4349	0.00438	0.00080	0.00839
0.250	0.266	0.05799	0.00493	0.5069	0.00524	0.00080	0.01062
0.300	0.323	0.05002	0.00443	0.5860	0.00539	0.00083	0.01178
0.350	0.377	0.04225	0.00396	0.6509	0.00925	0.00082	0.02447
0.400	0.429	0.03345	0.00364	0.6316	0.01092	0.00080	0.03461

Fig. 6.11 APC11x4.5E が $N_p = 3000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

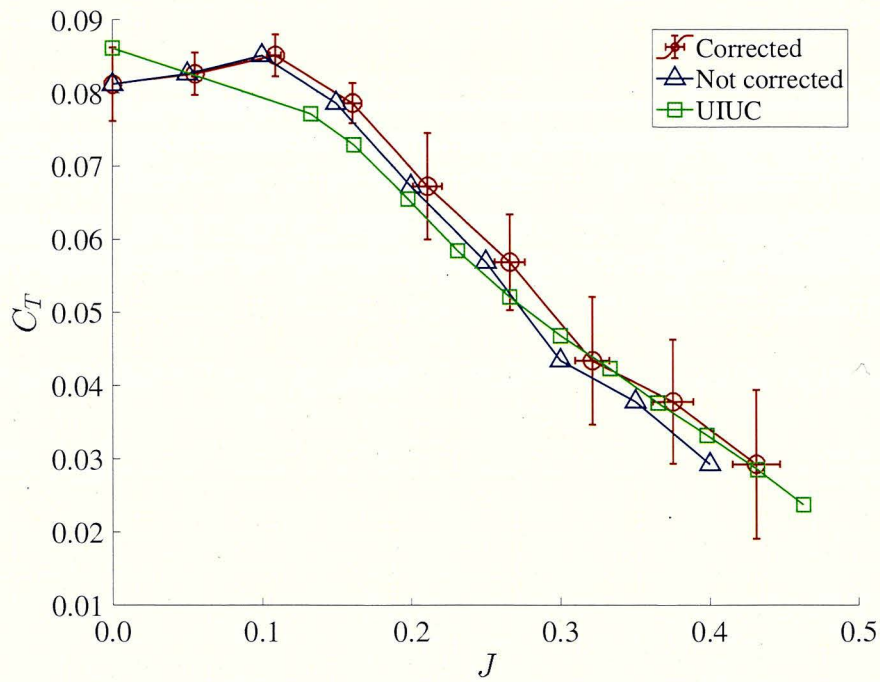


Fig. 6.12 APC11x4.5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

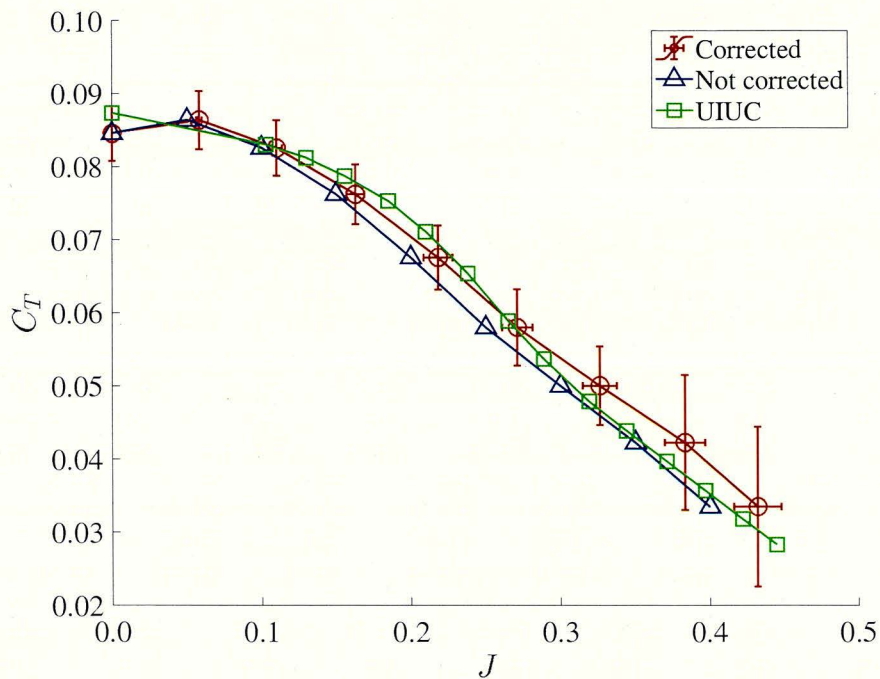


Fig. 6.13 APC11x4.5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

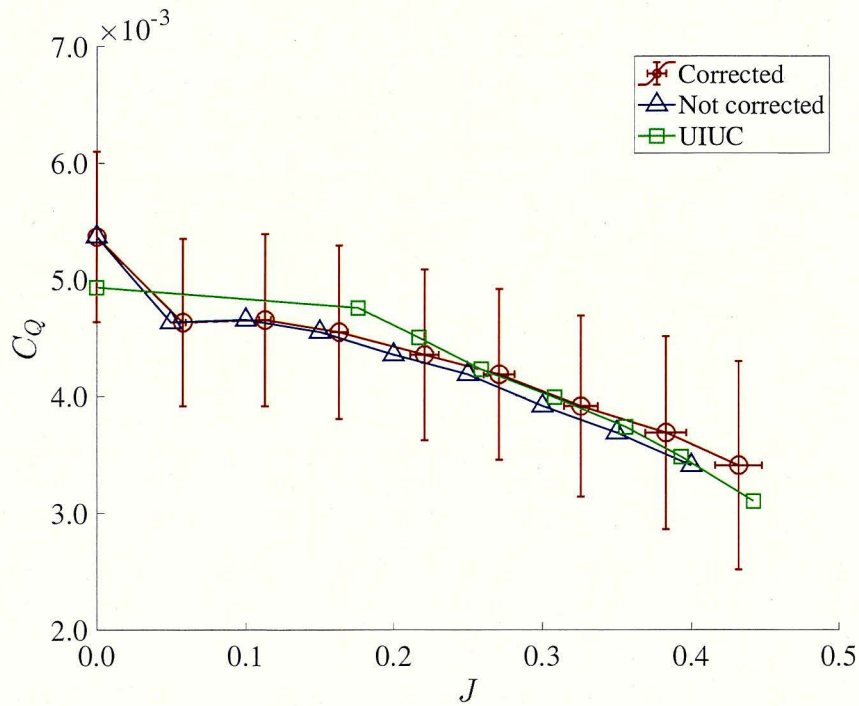


Fig. 6.14 APC11x4.5E が $N_p = 3000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

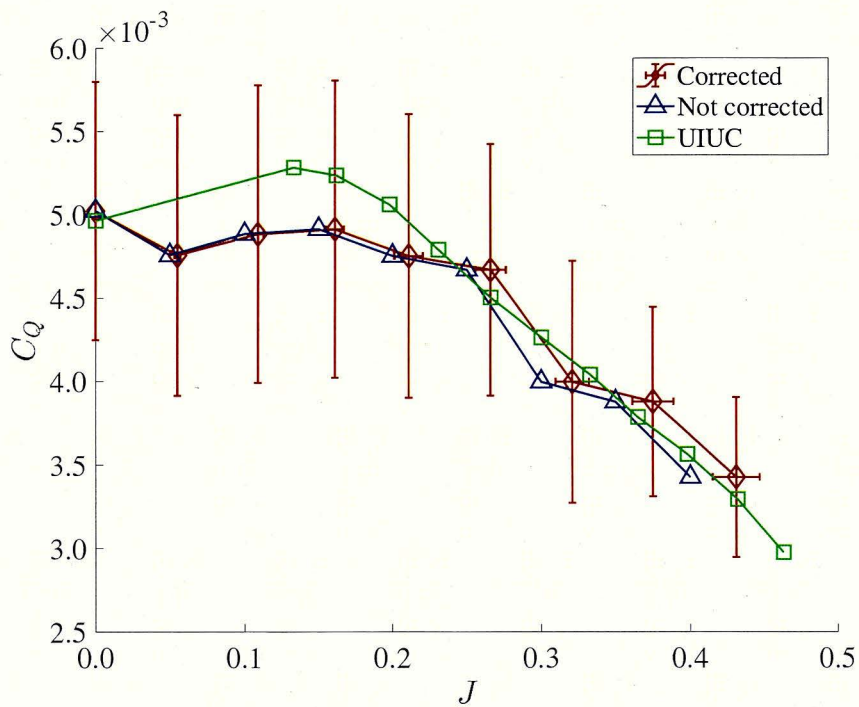


Fig. 6.15 APC11x4.5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

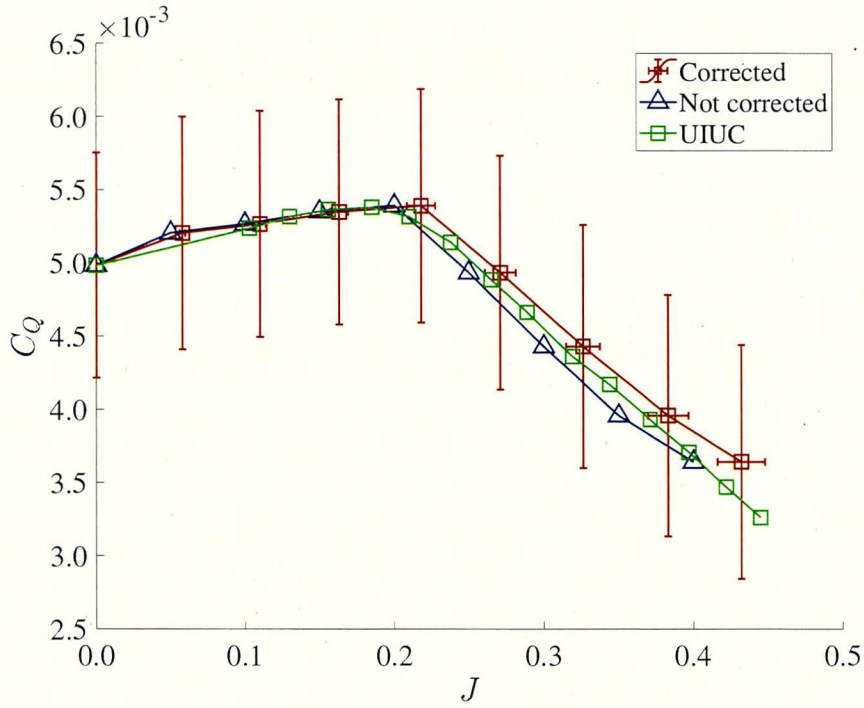


Fig. 6.16 APC11x4.5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

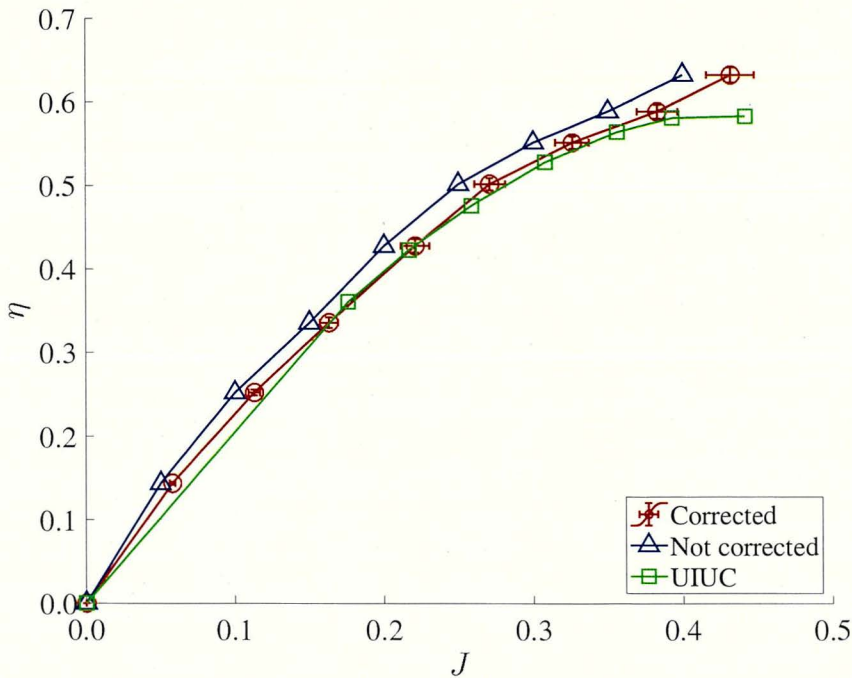


Fig. 6.17 APC11x4.5E が $N_p = 3000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

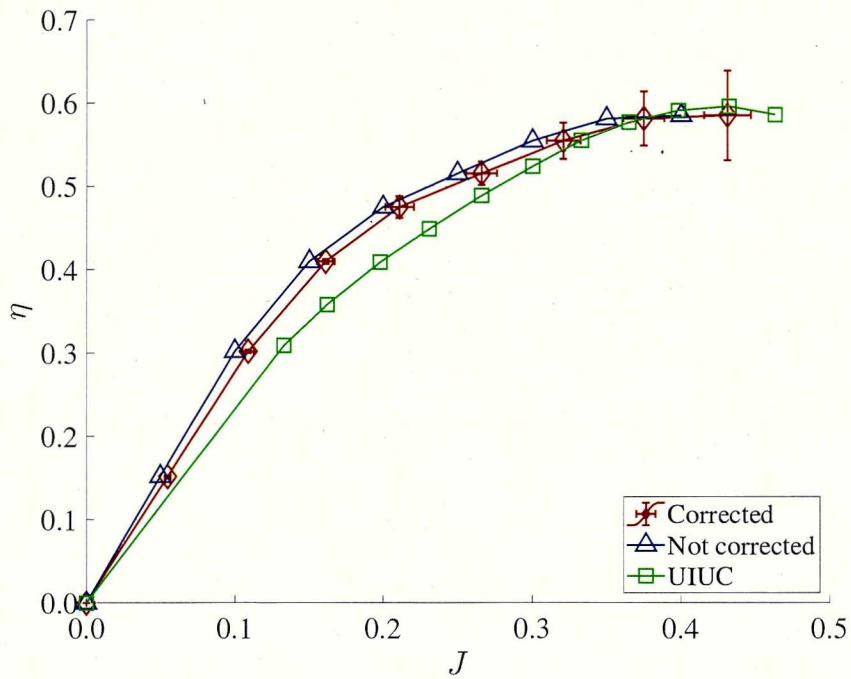


Fig. 6.18 APC11x4.5E が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

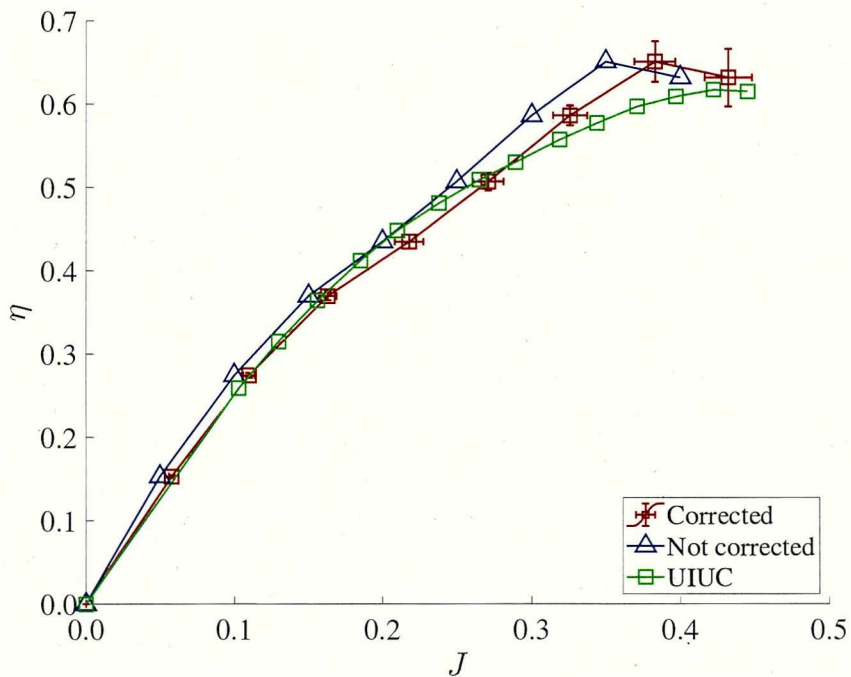


Fig. 6.19 APC11x4.5E が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

6.6.3 APC10x4.7SF の特性の計測結果

APC10x4.7SF の結果は、全ての計測条件で風洞試験の結果と概ね一致する。一方で、いずれの N_p でも $0.00 \leq J \leq 0.10$ の区間で風洞試験の結果と一致しない。したがって、計測対象によっては、進行率がゼロ近傍での特性を精確に計測することが困難になることも考えられる。

Table 6.11 APC10x4.7SF が $N_{p_{ref}} = 4000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

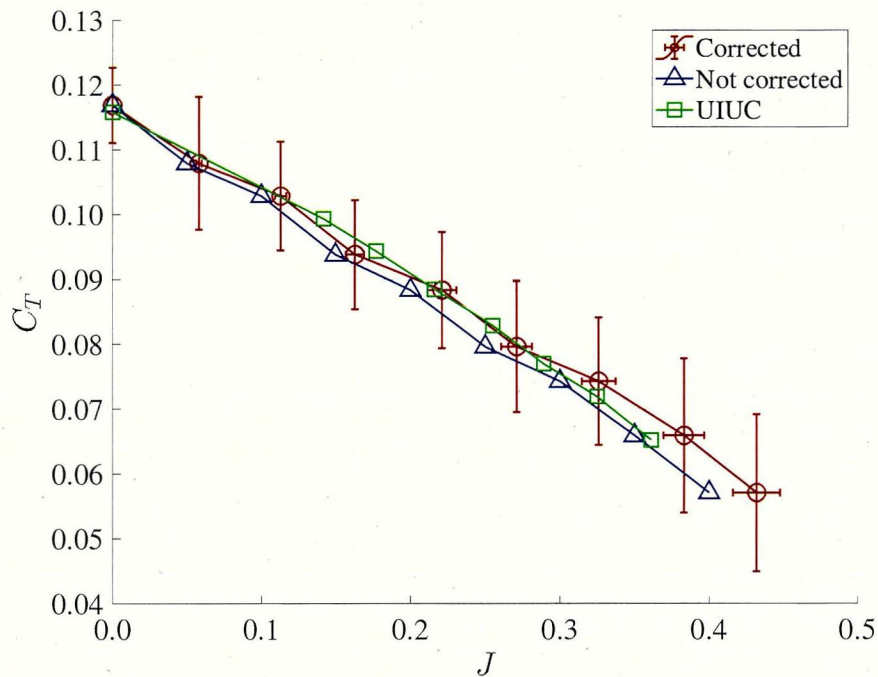
J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.00	0.000	0.11690	0.00741	0.0000	0.00581	0.00187	0.00000
0.05	0.060	0.10794	0.00769	0.1296	0.01026	0.00172	0.00181
0.10	0.116	0.10290	0.00761	0.2433	0.00840	0.00171	0.00298
0.15	0.170	0.09382	0.00710	0.3427	0.00842	0.00093	0.00866
0.20	0.227	0.08835	0.00695	0.4472	0.00898	0.00085	0.01614
0.25	0.275	0.07962	0.00691	0.4972	0.01011	0.00084	0.01954
0.30	0.330	0.07425	0.00654	0.5886	0.00983	0.00080	0.02237
0.35	0.384	0.06589	0.00626	0.6418	0.01188	0.00076	0.03409
0.40	0.437	0.05707	0.00584	0.6718	0.01211	0.00067	0.04589

Table 6.12 APC10x4.7SF が $N_{p_{ref}} = 5000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.00	0.000	0.12171	0.00793	0.0000	0.00471	0.00128	0.00000
0.05	0.060	0.11351	0.00784	0.1268	0.00554	0.00140	0.00120
0.10	0.112	0.10445	0.00721	0.2513	0.00567	0.00119	0.00289
0.15	0.163	0.09684	0.00741	0.3349	0.00596	0.00146	0.00391
0.20	0.220	0.09062	0.00727	0.4184	0.00654	0.00116	0.00858
0.25	0.262	0.08508	0.00711	0.5069	0.00748	0.00150	0.00810
0.30	0.325	0.07910	0.00679	0.5947	0.00718	0.00116	0.01121
0.35	0.381	0.06896	0.00660	0.6237	0.01011	0.00141	0.01559
0.40	0.433	0.05948	0.00650	0.6277	0.00915	0.00112	0.02063

Table 6.13 APC10x4.7SF が $N_{p_{ref}} = 6000$ [rpm] で作動している場合の特性の統計量

J_{ref}	\tilde{J}_{prop}	\bar{C}_T	\bar{C}_Q	$\bar{\eta}$	μ_{C_T}	μ_{C_Q}	μ_{η}
0.00	0.000	0.12857	0.00836	0.0000	0.00607	0.00204	0.00000
0.05	0.055	0.12197	0.00794	0.1418	0.00592	0.00174	0.00181
0.10	0.110	0.11761	0.00791	0.2604	0.00540	0.00166	0.00298
0.15	0.161	0.10450	0.00789	0.3436	0.00668	0.00189	0.00866
0.20	0.218	0.09606	0.00761	0.4379	0.00627	0.00173	0.01614
0.25	0.273	0.08852	0.00753	0.5072	0.00690	0.00182	0.01954
0.30	0.326	0.07929	0.00712	0.5782	0.00730	0.00165	0.02237
0.35	0.377	0.07214	0.00670	0.6564	0.00831	0.00183	0.03409
0.40	0.431	0.06080	0.00637	0.6564	0.01068	0.00183	0.04585

Fig. 6.20 APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

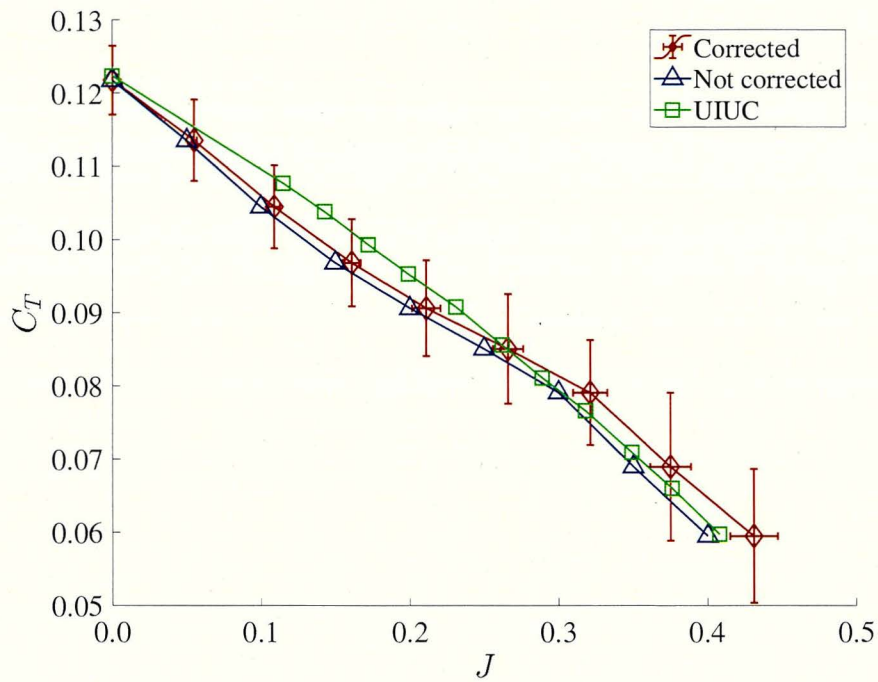


Fig. 6.21 APC10x4.7SF が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

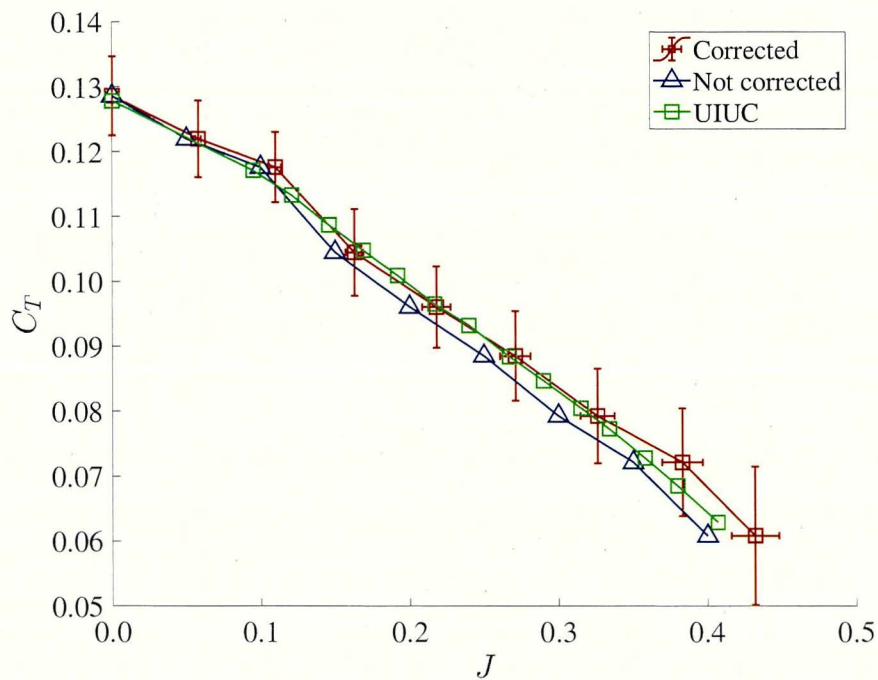


Fig. 6.22 APC10x4.7SF が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推力特性の計測結果

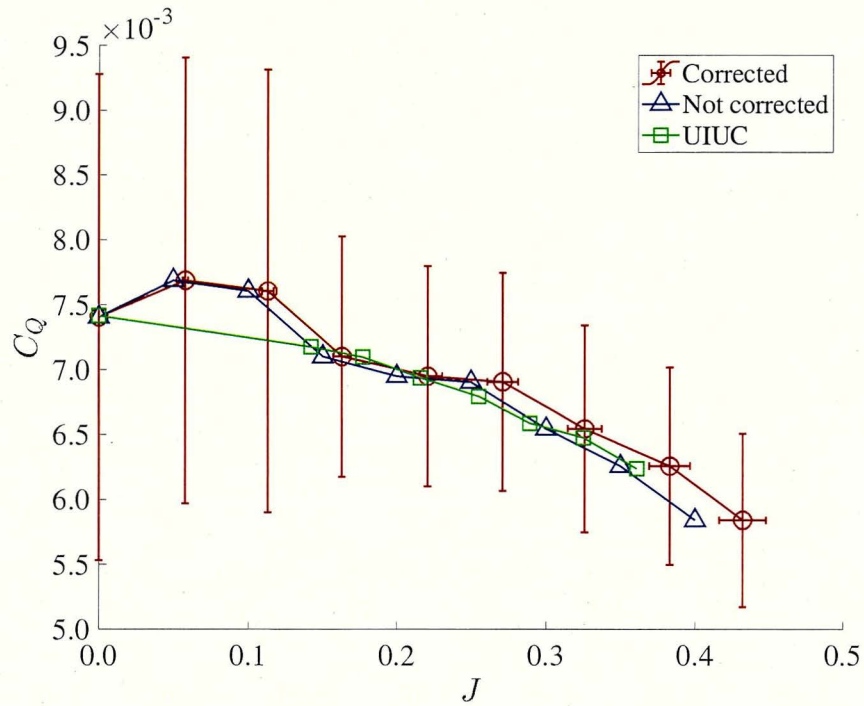


Fig. 6.23 APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

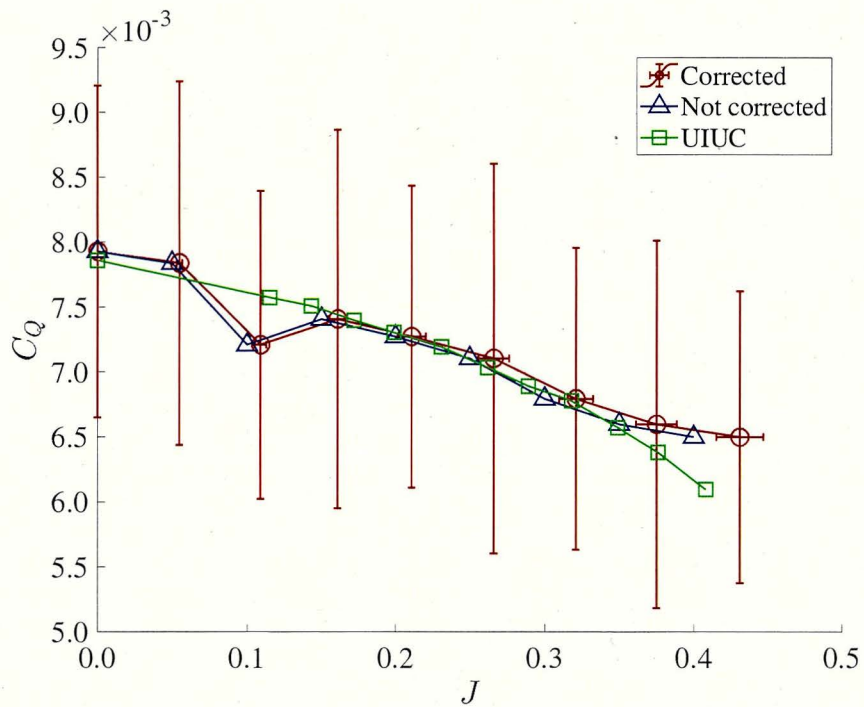


Fig. 6.24 APC10x4.7SF が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

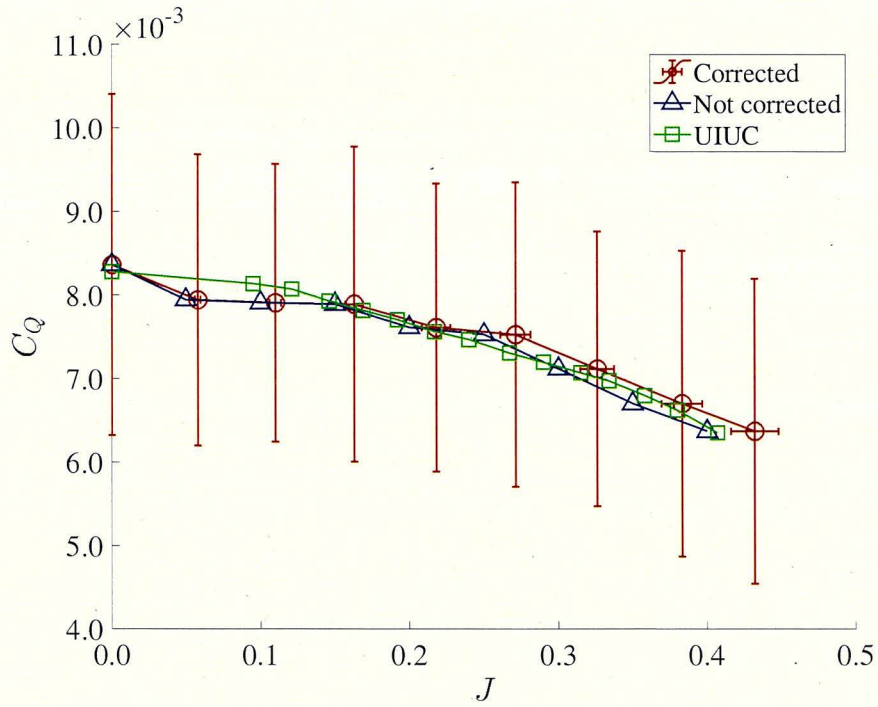


Fig. 6.25 APC10x4.7SF が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時のトルク特性の計測結果

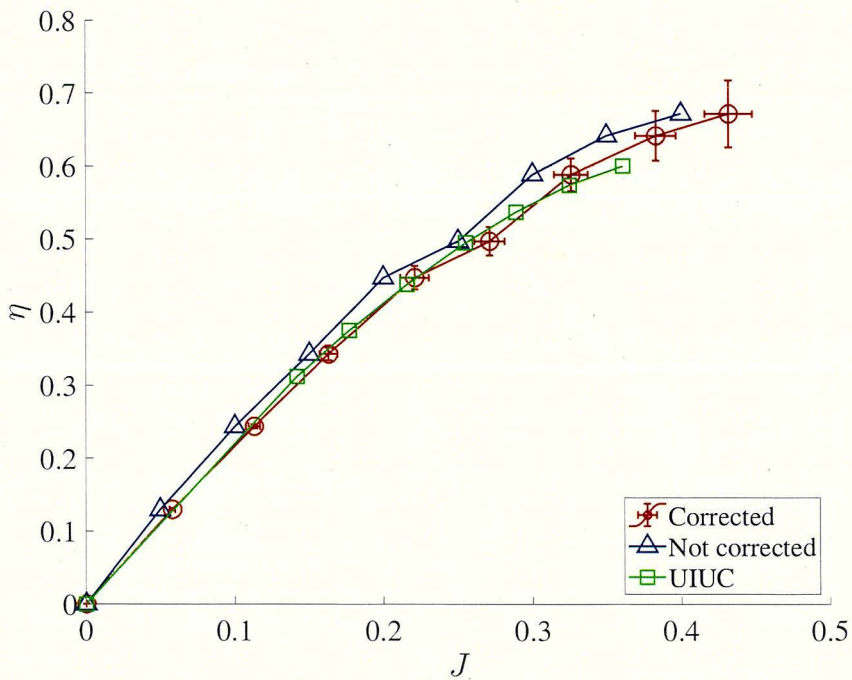


Fig. 6.26 APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

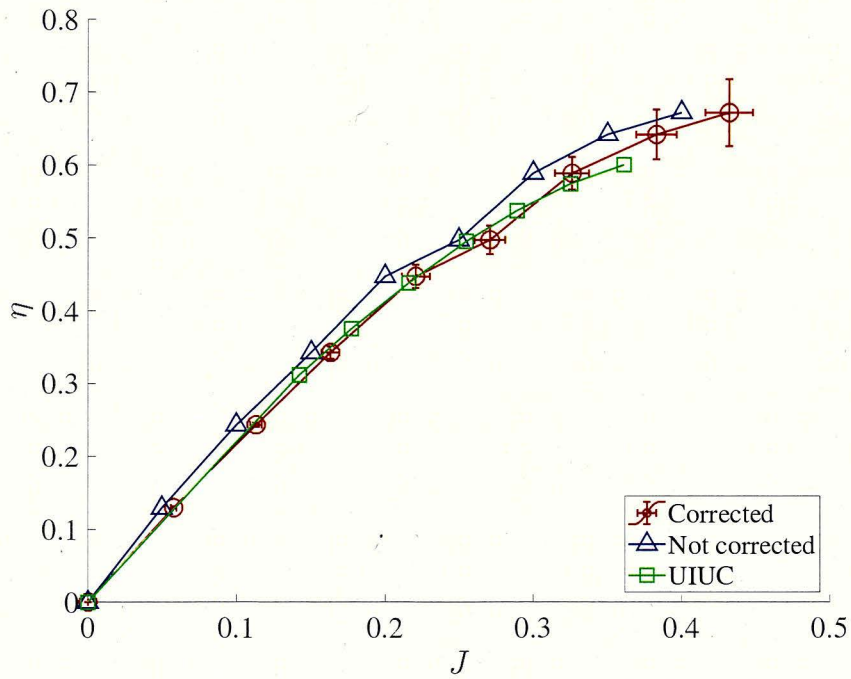


Fig. 6.27 APC10x4.7SF が $N_p = 4000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

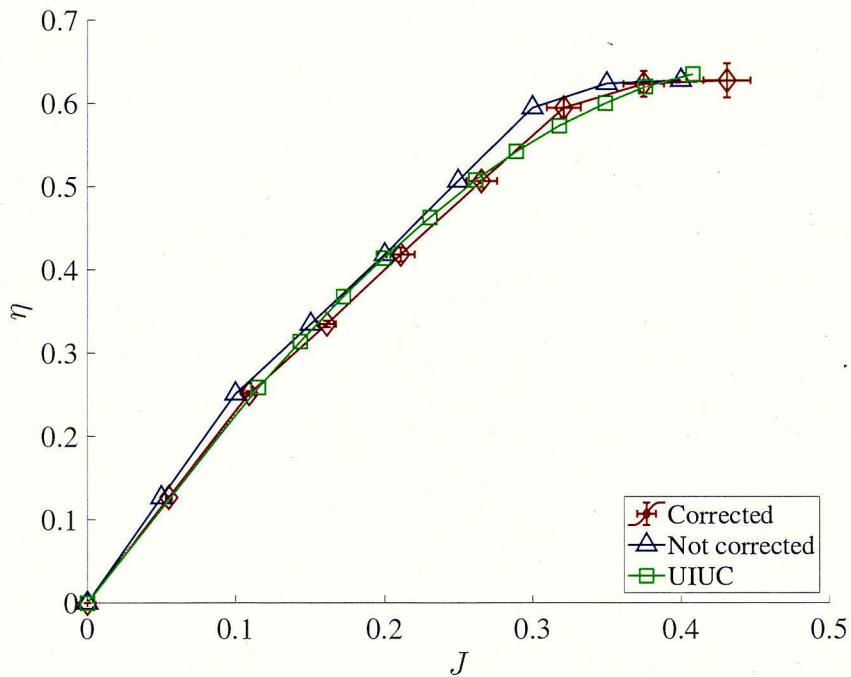


Fig. 6.28 APC10x4.7SF が $N_p = 5000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

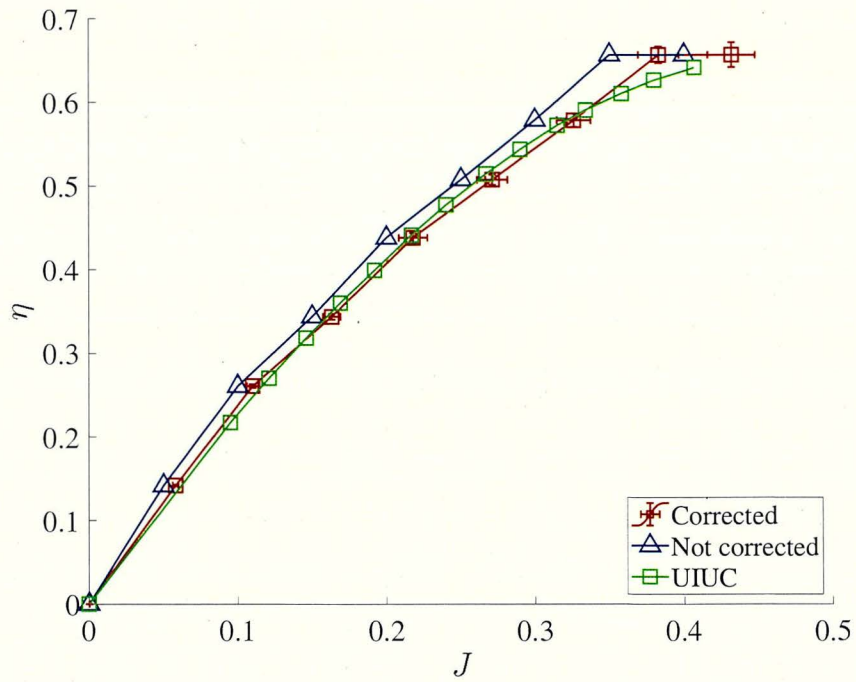


Fig. 6.29 APC10x4.7SF が $N_p = 6000$ [rpm] で作動している時の推進効率の計測結果

第7章

結び

本論文では、回転アームを用いた低進行率領域におけるプロペラ特性の解析手法が、示された。主な手法として、モデリング、数値計算、計測手法、特性の補正手法が、提案された。

第2章では、回転アーム上で周回するプロペラの特性のモデリングが、行われた。ブレードの対気速度場のモデリングは、アーム・ブレードの作動条件から決まる対気速度場に加えて、ブレードの周囲に生成される渦の誘導速度場を考慮して行われた。ブレードの後流渦の誘導速度場のモデリングは、渦法に基づいて行われた。また、アームの誘導速度場のモデリングは、回転円盤の誘導速度場を参考に行われた。作成された対気速度場モデルを考慮したプロペラ特性は、ハイブリッド翼素運動量理論に基づいて決定された。

第3章では、提案されたモデルを用いて周回するプロペラの特性を計算するシミュレーションが、行われた。第3章の初めに、周回するプロペラの特性を計算する手法と手順が、示された。数値計算の結果は、作成されたモデルの結果が、周囲の渦の影響を考慮しないモデルの結果と比べて、既存の風洞試験の結果と良く整合することを論証した。この事実、提案されたモデルが回転アーム試験から得られるデータを適切に修正し、プロペラの旋回に起因する無視できない空気力学的な影響を補償するのに有用であることを示唆した。

第4章では、回転アームを用いたプロペラ特性の計測手法が、示された。本研究で作成された計測システムと計測理論・手順が、示された。

第5章では、試験データの補正手法が、示された。作成された補正モデルは、試験データから後流渦の誘導速度場を計算し、試験時のブレードの進行率を補正するものである。また、補正モデルの実行手法とフローチャートが、示された。

第6章では、計測試験の概要と試験結果が、示された。第4章のモデル、第5章の補正手法の妥当性は、補正後の試験結果を既存の風洞試験のデータとの整合性を確認することで検証された。計測試験を通して得られたプロペラ特性のデータは、微小の標準偏差を示しながらも既存の風洞試験の結果と良く一致した。この結果は、回転アームが、周囲の渦の誘導速度場を考慮した補正を通して、低進行率領域における特性を計測できることを論証した。

本論文の結果は、回転アーム試験が、低進行率領域におけるプロペラ特性を解析する方策の一つとなることを示している。

謝辞

本研究を遂行するにあたって、日頃からご多忙な中、丁寧なご指導賜りました岩手大学工学部システム創成工学科の佐藤淳准教授に深く感謝申し上げます。佐藤先生が私に博士課程へ進学することを勧めてくださらなければ、私は、博士号の取得に挑むことすらしなかったと思います。研究の遂行に関わる知識や技術のみならず、「未知の物事の探求に挑むこと」の楽しさを学ぶことができたのは、かけがえのない経験であったと感じております。

学部時代から丁寧な指導を賜りました岩手大学工学部システム創成工学科機械科学コースの教官の皆様感謝申し上げます。特に、本論文を丁寧に審査していただき、有益な助言を賜りました同学科の上野和之教授、船崎健一教授に一層の感謝を申し上げます。

本論文に関わる研究で製作いたしました回転アーム試験装置の開発には、多くの方々のご助力がありました。岩手大学工学系技術部技術職員の菊池護様には、ご多忙な中、回転アーム試験装置の製作に関わる多くの試験部品を製作していただきました。また、回転アーム装置の計測システムの開発に携わっていただきました現メンバーならびに卒業生・修了生の皆様にも感謝申し上げます。

私の学生時代を振り返ってみると、学生時代における沢山の方々との出逢いは、運命的であり必要不可欠なものであったと感じられます。特に、金沢工業大学工学部機械工学科の福江高志講師からは、研究における困難から日々の子細な出来事に至るまで、常に有意義なご助言を賜りました。福江先生がご異動なさった後にも、私が抱えた問題に対して、親身に相談に乗っていただき、進むべき道を指し示してくださったことを、今でも鮮明に覚えております。福江先生と出逢わなければ、私は、ここまでの境地に到達することなく、凡人のまま、ただ漫然と日々を過ごしていたと思います。この場を借りて、特別の感謝を申し上げます。

最後になりましたが、大学、大学院での9年間半にも及ぶ長い期間を、経済的・精神的にご支援いただきました私の家族に深く感謝申し上げます。本当にありがとうございました。

2021年9月8日 伊藤 優人

参考文献

- [1] Khan M A, Adams O D, Dayal V, Vogel M J. Effects of bend-twist coupling on composite propeller performance. *Mechanics of Composite Materials and Structures*. 2000;7(4):381-401.
- [2] Jeracki J R, Mitchell A G. Low and high speed propellers for general aviation – Performance potential and recent wind tunnel test results. NASA-TM-81745. 1981.
- [3] Paul F Y, Rogallo L V. A wind tunnel investigation of three propellers through an angle of attack range from 0° to 85° . National Aeronautics and Space Administration Technical Report. NASA-TN-D-318. 1960.
- [4] Egolf A T, Landgrebe J A. Helicopter rotor wake geometry and its influence in forward flight: Volume I – Generalized wake geometry and wake effect in rotor airloads and performance. National Aeronautics and Space Administration Contractor Report. NASI-14568. 1983.
- [5] Corson B W, Mastrocola, N. Static characteristics of Curtiss propellers having different blade sections. National Aeronautics and Space Administration Contractor Report. NASI-14568. 1983.
- [6] Landgrebe A J. An analytical and experimental investigation of helicopter rotor hover performance and wake geometry characteristics. USAAMRDL TR-71-24. 1971.
- [7] Landgrebe A J. The wake geometry of a hovering helicopter rotor and its influence on rotor performance. *Journal of the American Helicopter Society*, 1972;17(4):3-15.
- [8] Johnson W. A comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics – Part 1: Analysis development. NASA TM-81182. AVRADCOM TR-80-A-5. 1980.
- [9] Johnson W. Comparison of calculated and measured model rotor loading and wake geometry. NASA TM-81189. AVRADCOM TR-80-A-4. 1980.
- [10] Miller R H. Unsteady air loads on helicopter rotor blades. *The Aeronautical Journal*. 1964;68(640):217-229.

- [11] Arcidiacono P J. Prediction of rotor instability at high forward Speeds – Vol. I, Differential equations of motion for a flexible helicopter rotor blade in steady flight including chordwise mass unbalance effects. USAAVLABS Technical Report 68-18A. 1969.
- [12] Adkins N C, Liebeck H R. Design of optimum propellers. *Journal of Propulsion and Power*. 1994;10(5):676–682.
- [13] Larrabee E E. The screw propeller. *Scientific American*. 1980;243(1):134–148.
- [14] Larrabee E E. Design of propellers for motorsoarers. NASA CP-2085. Part 1:285–303.
- [15] Brandt B J, Selig S M. Propeller performance data at low Reynolds numbers. In: *Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting; AIAA-2011-1255*; 4-7 January 2011; Orlando, FL, USA. New York: AIAA; p.1–18. doi: 10.2514/6.2011-1255.
- [16] Robert D. Performance and slipstream characteristics of small-scale propellers at low Reynolds numbers. Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, IL, 2014.
- [17] Silvestre MAR, Morgado J, Alves P, Santos P, Gamboa P, Pascoa J C. Propeller performance measurement at low Reynolds numbers. *International Journal of Mechanics*. 2015;9(1):154–166.
- [18] Baris E, Britcher C, Altamirano G. Wind Tunnel Testing of Static and Dynamic Aerodynamic Characteristics of a Quadcopter. In: *Proceedings of the AIAA Aviation 2019 Forum*; 17-21 June 2019; Dallas, TX, USA. p.1-11. doi: 10.2514/6.2019-2973.
- [19] Theys B, Dimitriadis G, Andrianne T, Hendrick P, De Schutter J. Wind tunnel testing of a VTOL MAV propeller in tilted operating mode. In: *Proceedings of the International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*; 27-30 May 2014; Orlando, FL, USA. New York: IEEE; p.1064-1072. doi: 10.1109/ICUAS.2014.6842358.
- [20] Bronz M, de Marina G H, Hattenberger G. In-flight thrust measurement using on-board force sensor. In: *Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference; AIAA 2017-0698*; 9-13 January 2017; Grapevine, TX, USA, New York: AIAA; p.1–11. doi: 10.2514/6.2017-0698.
- [21] Curtiss J C H, Putman F W, Hanker J J E. Rotor aerodynamics in ground effect at low advance ratios. *Journal of the American Helicopter Society*. 1984;29(1):48–55.
- [22] Cummings E D. Numerical prediction of propeller characteristics. *Journal of Ship Research*. 1973;17(1):12–18.
- [23] MacNeill R, Verstraete D. Blade element momentum theory extended to model low Reynolds number propeller performance.

- The Aeronautical Journal. 2017;121(1240):835–857.
- [24] Khan W, Nahon M. A propeller model for general forward flight conditions. *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*. 2015;3(2):72–92.
- [25] NASA Glenn Research Center 9x15 Low-Speed Wind Tunnel,
<https://www1.grc.nasa.gov/facilities/9x15/#quick-facts> (accessed August 26, 2021).
- [26] University of Washington Kirsten Wind Tunnel,
<https://www.aa.washington.edu/AERL/KWT> (accessed August 26, 2021).
- [27] JAXA 航空技術部門 2 [m] × 2 [m] 低速風洞,
<https://www.aero.jaxa.jp/facilities/windtunnel/facility02.html> (accessed August 26, 2021).
- [28] 東北大学 流体研究所 小型低乱風洞,
<http://www.ifs.tohoku.ac.jp/tech/windtunnel/index.html> (accessed August 26, 2021).
- [29] 金沢工業大学 吹き出し型低速風洞,
<http://www2.kanazawa-it.ac.jp/okm-hp14/souti.html> (accessed August 26, 2021).
- [30] Smeaton J. An experimental enquiry concerning the natural powers of water and wind. *Philosophical Transactions*. 1759;51(1):100–174.
- [31] Mulkens M, Ormerod A. Measurements of aerodynamic rotary stability derivatives using a whirling arm facility. *Journal of Aircraft*. 1993;30(2):178–183.
- [32] Murch A, Foster J. Recent NASA research on aerodynamic modeling of post-stall and spin dynamics of large transport airplanes. In: *Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings; AIAA2007-463; 8-11 January 2007; Reno, Nevada, USA*. New York: AIAA; p.1-20. doi: 10.2514/6.2007-463.
- [33] Gill P, Battipede M. Experimental validation of the wing dihedral effect using a whirling arm equipment. *Journal of Aircraft*. 2001;38(6):1069–1075.
- [34] Anderson J D Jr. *A history of Aerodynamics: and Its Impact on Flying Machines*. Cambridge University Press; 1999. 138-164.
- [35] Davies L. *The Determination of the Aerodynamic Characteristics of an Ogive-Cylinder Body in Subsonic, Curved, Incompressible Flow, and an Assessment of the Effect of Flow Curvature*. College of Aeronautics Report No. 8713; Cranfield Institute of Technology; 1987.
- [36] Davies L. *The Redesign of the College of Aeronautics Whirling Arm Facility*. College of Aeronautics Report No. 8702; Cranfield Institute of Technology; 1987.
- [37] Diasinos S, Barber T. *Techniques for Aerodynamic Analysis of Cornering Vehicles*. SAE International SAE-A-15AP-0022; 2015.

- [38] Itoh Y. Measurement of propeller characteristics at low advance ratio using a whirling arm with brake. In: Proceedings of 55th Aircraft Symposium; JSASS-2017-5023; 20-22 November 2017; Matsue, Japan (in Japanese).
- [39] Itoh Y, Satoh A. Measurement of Propeller Characteristics at a Negative Advance Ratio Using a Whirling Arm Facility. In: Zhang X. (eds) The Proceedings of the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2018). APISAT 2018. Lecture Notes in Electrical Engineering, vol 459. Springer, Singapore. doi: 10.1007/978-981-13-3305-7_93
- [40] Hardin C J. The velocity field induced by a helical vortex filament, *Journal of the Physics of Fluids*. 1982;25(1):1949–1952.
- [41] Okulov L V, Sorensen N J. Stability of helical tip vortices in a rotor far wake. *Journal of Fluid Mechanics*. 2007;576(1):1–25.
- [42] Saffman G P. *Vortex Dynamics*. UK: Cambridge University Press; 1992, p. 253–270.
- [43] Imayama, S.: Experimental study of the rotating-disc boundary-layer flow, Doctoral Thesis, KTH Royal Institute of Technology, 2014.
- [44] McCormick W B. *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. New York: John Wiley & Sons; 1979, p. 332–369.
- [45] UIUC Propeller Data Site,
<https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (accessed March 3, 2019).
- [46] McCrink, H. M., and Gregory, H. J.: Blade Element Momentum Modeling of Low-*Re* Small UAS Electric Propulsion Systems, 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Dallas, Texas, United State of America, AIAA 2015-3296, 2015.