

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

ロータと胴体の干渉流れ場に関する実験的研究

田辺 安忠, 齊藤 茂, 小曳 昇, 室田 勝一
林 恭平, 平岡 克己, 菅原 瑛明

2010年8月

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

ロータと胴体の干渉流れ場に関する実験的研究*

田辺 安忠^{*1}, 齊藤 茂^{*1}, 小曳 昇^{*1}, 室田 勝一^{*2}
林 恭平^{*3}, 平岡 克己^{*3}
菅原 瑛明^{*4}

An Experimental Study of the Rotor/Fuselage Interaction

Yasutada TANABE^{*1}, Shigeru SAITO^{*1}, Noboru KOBIKI^{*1}, Katsuichi MUROTA^{*2}
Kyohei HAYASHI^{*3}, Katsumi HIRAOKA^{*3}
and Hideaki SUGAWARA^{*4}

Abstract

This paper presents the results of a series of wind tunnel tests on aerodynamic interaction between the rotor and the fuselage. A model rotor test stand JMRTS (JAXA Multi-purpose Rotor Test System) has been used to obtain time-averaged and ensemble-averaged data such as pressure on the blades and fuselage, rotor forces and moments. The blade motions were also calibrated in terms of the collective pitch, flapping and lead-lag angles under both hovering and forward flight conditions. The fuselage of JMRTS is designed after a typical helicopter shape. In the hover cases, it was confirmed that when the rotor thrust was increased, pressure fluctuations on the fuselage increased in amplitude, with the downwash intensified. Moreover, it was spotted in the forward flight cases that time-average pressure distribution measured along a crossline of the fuselage is so asymmetric that the pressure on the retreating side is lower than that on the advancing side. Furthermore, the authors underpinned that the average pressure measured on the fuselage was expressly subject to the rotor downwash when the advance ratio was less than 0.1, while it appeared less affected when the advance ratio was more than 0.1. Consequently, an experimental database, which shall be disclosed to the public for validating CFD codes, was successfully established.

Key Words: Helicopter, Aerodynamics, Wind tunnel testing, Rotor/Fuselage Interaction, JMRTS

概 要

本研究はロータ試験装置として宇宙航空研究開発機構(JAXA)が所有する多目的ロータ試験装置 (JAXA Multi-purpose Rotor Test System, JMRTS) にヘリコプタの代表的な形をした胴体模型を設置し、ホバリングから前進飛行まで、さまざまな試験条件でロータと胴体の空力干渉についての試験を行った。基本空力データと共に、ブレードと胴体表面の平均圧力分布及び圧力変動、ブレードの運動データを取得した。ホバリング試験では、推力の増加とともにダウンウォッシュによる胴体上の圧力変動も大きくなることが確認できた。前進飛行試験では、胴体クロスライン上の平均圧力は非対称であり、ブレード後退側で圧力が負圧になることが確認できた。また、前進率 $\mu=0.1$ 以下ではダウンウォッシュの影響が顕著であり、 $\mu=0.1$ 以上ではダウンウォッシュの影響がほとんどないことが確認された。本試験より、ロータと胴体の空力干渉を捉えたCFDの検証用のデータが得られた。

* 平成 22 年 6 月 16 日受付 (Received 16 June 2010)

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

*2 研究開発本部 風洞技術開発センター
(Wind Tunnel Technology Center, Aerospace Research and Development Directorate)

*3 東海大学 (TOKAI University)

*4 (株)菱友システムズ (Ryoyu Systems Co., Ltd.)

記号

JMRTS	JAXA Multi-purpose Rotor Test System 多目的ロータ試験装置
V_{∞}	一様流速度
T	気流温度
ρ	気流密度
a	音速
M_{∞}	一様流マッハ数
μ	前進率
V_{tip}	翼端速度
M_{tip}	翼端マッハ数
α	機体姿勢角
α_s	シャフトアングル
N	ロータ回転数
C_X	抗力係数
C_Y	横力係数
C_T	推力係数
C_{MX}	ローリングモーメント係数
C_{MY}	ピッチングモーメント係数
C_{MZ}	ヨーイングモーメント係数
C_Q	トルク係数 $C_Q = -C_{MZ}$
c	コード長
R	ロータ半径
r	ブレードスパン長
Ψ	ブレード方位角
θ_0	コレクティブ・ピッチ角
θ_{1c}	横サイクリック・ピッチ角
θ_{1s}	縦サイクリック・ピッチ角
β_0	フラッピング角
β_{1c}	前後方向のフラッピング角
β_{1s}	左右方向のフラッピング角
ζ_0	リード・ラグ角
ζ_{1c}	1次の調和振動のcosine成分
ζ_{1s}	1次の調和振動のsine成分
C_{px}	圧力係数 (一様流 V_{∞} の動圧で無次元化)
C_{pa}	圧力係数 (音速 a の動圧で無次元化)
C_{ptip}	圧力係数 (翼端速度 V_{tip} の動圧で無次元化)
χ	ロータ後流の傾き角(Skew angle)
λ	流入比

1. 序論

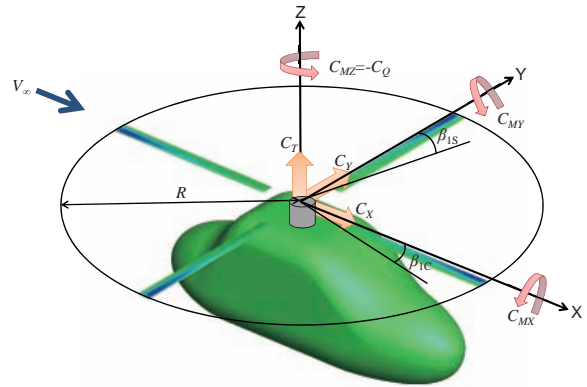
ヘリコプタは広い滑走路を必要とせず狭い場所でも離着陸が可能で空中停止できる優れた飛行特性をもっているため、他国に比べ国土の狭い島国の日本にとっては特に運航に適していると考えられる。近年ではドクターヘリを始め、消防、救急用のヘリコプタの出動回数が急速に増えてきており、市街地上空における運用が今後も益々増加すると考えられている。しかし、ヘリコプタの発する騒音が原因で、住民からの苦情により運航が制約を受けることもあり、ヘリコプタの騒音を一層低減させる必要がある。このため、ヘリコプタの騒音の発生原因や騒音低減装置の効果の解明が不可欠であり、CFD技術を活用した高精度な流れ場解析ツールの構築が進められている¹⁾。

また、ヘリコプタはその独特の飛行特性を生み出しているロータからの吹き下ろし風があるため、ロータと胴体の間で流れ場が干渉し、胴体に非定常な空力荷重が引き起こされ、キャビン内の振動や騒音、機体を疲労させることなどの影響を及ぼしている。そのため、ロータと胴体の干渉流れ場を研究することはヘリコプタの快適性だけでなく、操縦性や飛行性能を向上させる上で重要な事と考える²⁾。

ヘリコプタのロータと胴体における干渉流れ場の研究は世界中で多く実施されており、代表的な例としては胴体模型として円柱を用いたGTモデル³⁾やヘリコプタの代表的な胴体模型を用いたROBIN(Rotor Body Interaction)⁴⁾、Dauphin 365Nという実機の模型を用いた試験⁵⁾といったものがある。特にROBINによる実験データはCFD計算の比較対象⁶⁾として多く利用されている。しかし、ROBINモデルの試験データも限定された条件しか公開されておらず、空力干渉問題に対する利用可能な試験データが少ないため、現在JAXAで開発が進められているCFDコード¹⁾の検証を実施するためにはさらに幅広い試験データが必要である。

そこで、JAXA所有の多目的ロータ試験装置(JAXA Multi-purpose Rotor Test System, 以下JMRTS

と呼ぶ) にヘリコプタの代表的な形をした胴体模型を設置し、ホバリングから前進飛行まで、さまざまな飛行条件でロータと胴体の空力干渉についての風洞試験を行った。本研究の目的は、基本空力データと胴体表面の圧力の変動およびブレードの運動データを取得し、ロータと胴体の空力干渉の調査及びCFD解析の検証用のデータベースを構築することにある。本報告では、試験装置と試験条件、及びホバリング、前進飛行条件における基本空力特性と胴体表面上圧力の変化について述べる。



第2図 ロータに働く空力6分力

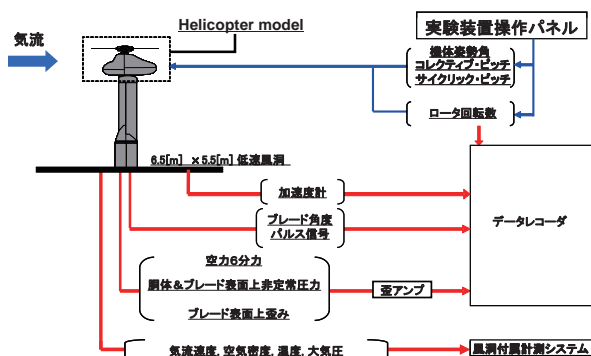
2. 試験装置及び方法

2. 1 計測システム

本試験の計測システム図を第1図に示す。本試験は、JAXA所有の6.5m×5.5m低速風洞にヘリコプタモデルを設置し実施した。試験装置の操作パネルで目標の試験条件を与え、空力6分力(第2図)、非定常圧力、ブレード角度、歪み、ロータ回転数などの非定常データを高速データレコーダで記録し、気流速度、空気密度、気温、大気圧などの定常データは風洞付属の計測システムを用いて計測を行った。また、加速度計を用いて試験中における模型の安全性を確認している。ブレード角度は、ブレードのヒンジ部分に設置したホールセンサを用いてフェザリング角、フラッピング角、リード・ラグ角を測定している。第1表に本試験で測定した非定常データ32Chのチャンネル表を示す。

第1表 計測チャンネル表

Ch	Nomenclature	Range
1	Fx	±5V
2	Fy	±5V
3	Fz	±5V
4	Mx	±5V
5	My	±5V
6	Mz	±5V
7	Pf1	±10V
8	Pf2	±10V
9	Pf3	±10V
10	Pf4	±10V
11	Pf5	±10V
12	Pf6	±10V
13	Pf7	±10V
14	Pf8	±10V
15	Pf9	±10V
16	Pf10	±10V
17	Pf11	±10V
18	Pf12	±10V
19	Pf13	±10V
20	Pf14	±10V
21	Pf15	±10V
22	Pblade 11	±10V
23	Pblade 12	±10V
24	Pblade 13	±10V
25	Pblade 14	±10V
26	SGblade 1	±5V
27	Gsensor1	±5V
28	Rotation	±5V
29	B1_Flap	±5V
30	B1_Pitch	±5V
31	B1_LdRg	±5V
32	Pulse	±5V



第1図 計測システム図

2. 2 試験装置

2. 2. 1 風洞装置

本試験は、JAXAが所有する6.5m×5.5m低速風洞を使用した。第2表に風洞試験設備の基本性能を示す。風洞測定部の中央に設置されたストラット上部にJMRTSを備え付け、風路中央にロータ面があるように実験を行った。また、本試験に使用したロータ試験装置の直径は約2mであり風洞測定部の大きさに対して比較的小さいため、壁の影響は考慮せず壁干渉補正は行っていない。

2. 2. 2 JAXA多目的試験装置

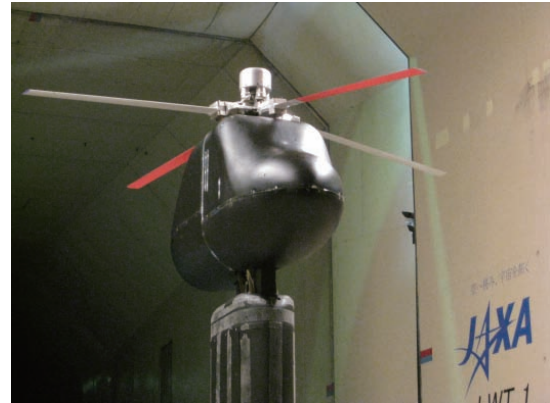
JMRTSは、ブレードの翼端速度が遷音速になる際に発生する衝撃波により引き起こされるHSI騒音や着陸時にブレードと渦が干渉する事で発生するBVI騒音試験にも使用され、様々なロータの空力特性や音響特性を測定することが可能な試験装置である。第3図に風洞測定部内に設置されたJMRTSを示す。

JMRTSは、全関節型ハブを持ち、動力源が最大馬力37hpの電動式モータ、ブレードは真上から見て反時計周りに回転する。各ブレードのフェザリング、フラッピング、リード・ラグ運動を許容するように、それぞれヒンジを介してロータに接続されている。また、各ヒンジは共通のヒンジ中心位置に接続されており、共通ヒンジのオフセット量はロータ中心から44.5mmである。ヘリコプタ実機では、機体姿勢角 α とシャフト角度 α_s は異なる（第4図）が、本試験では機体姿勢角とシャフト角度は一体で動くため同じ角度をとる。従って、前進飛行条件は、機体姿勢角 α を傾けることで模擬している。ただし、機体姿勢が後傾する方向を正としている。

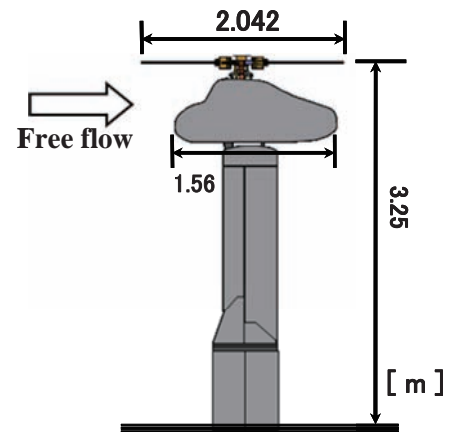
JMRTSの構成概要を第5図に示す。6分力は内挿天秤で計測し、ブレード角度はホールセンサで計測を行った。また、回転側と固定側間の配線のねじれ等を防止するスリップリングを通じてデータを取得している。

第2表 風洞基本性能

形式	大気圧連続循環式
最大風速	70 m/s
最小風速	1 m/s
測定部	6.5m×5.5 m

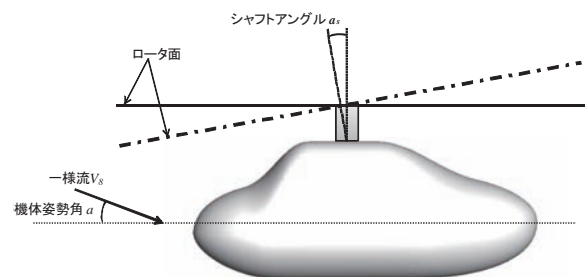


(a) 風洞測定部内でのJMRTS

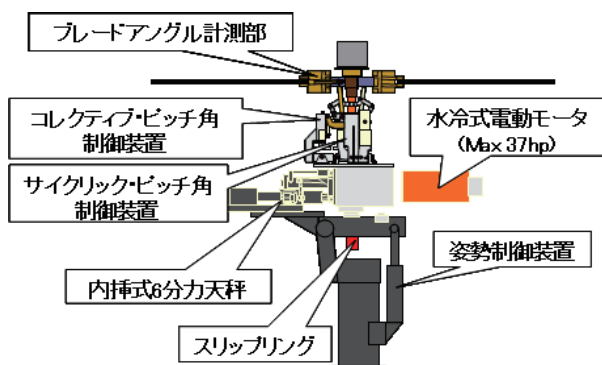


(b) JMRTS側面図

第3図 風洞測定部内に設置されたJMRTS



第4図 機体姿勢角とシャフト角度



第5図 JMRTS構成概要図

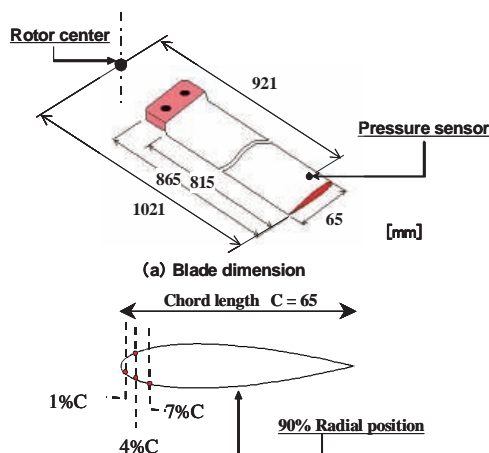
2. 2. 3 ロータ・ブレード

第3表に本試験に使用したブレードの諸元、第6図にブレードの概要図を示す。ブレード形状は長方形で、ブレード翼端位置で -8.168deg になるように線形的に振り下げがっている。ブレードの材質はバルサ材で形成されている。また、ブレード表面上の圧力と弾性変形量を測定するため、4枚ブレードの内の2枚に非定常圧力センサ、残り2枚は歪みゲージを取り付けた。圧力センサの配置を第6図(b)に示す。非定常圧力センサは、Kulite社製の10psi、共振周波数175kHzの小型高感度差圧式圧力センサを使用した。ただし、センサが差圧式であるため、本研究では計測した圧力値から平均値を差し引いた変動値を参考にしている。

ブレードのピッチ角は、ロータ中心から21mm離れたところにあるブレード根元の角度を計測している。ロータ中心からブレード付根部までの距離であるルート・カットは0.206mでブレード全長に対して20.2%である。また、ブレード単体の質量は0.74kgで、ロータの取り付け部まで含めると2.4kgである。ブレードのフラッピング慣性モーメント I_b は $0.186\text{kg}\cdot\text{m}^2$ となっている。

第3表 ロータ・ブレード諸元

ブレード枚数	4
ロータ半径	1.021 m
ブレード翼型	NACA0012
翼弦長	0.065 m
振り下げ	8.168 deg
ルートカット	0.206 m (20.2% R)

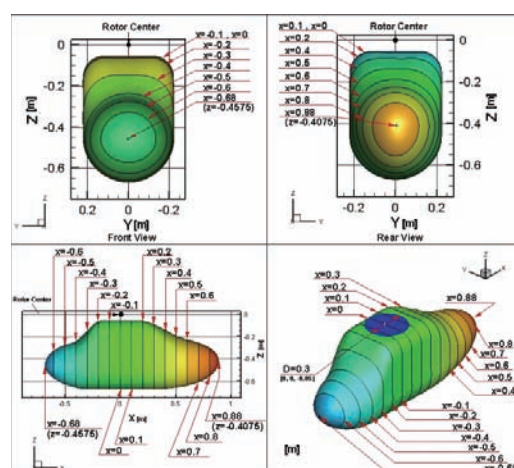


(b) Blade section with pressure sensors (In 90% Radial position)

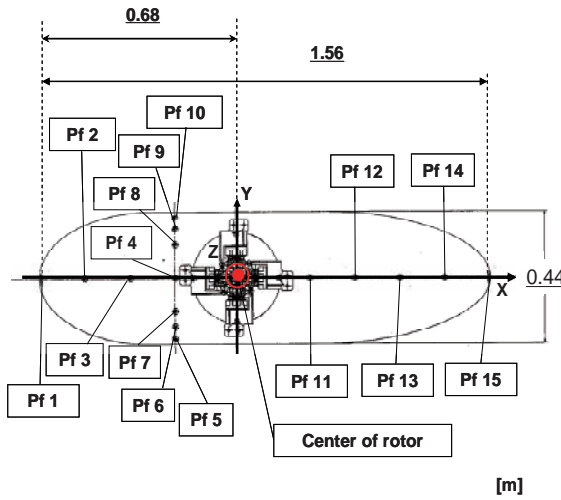
第6図 ブレード概要図

2. 2. 4 胴体模型

本試験に使用した胴体模型概要図を第7図に示す。ここで、気流方向はX軸方向と一致しており、座標は、ロータ中心を原点としている。また、胴体形状データは付録の付表1に示した。この胴体模型は、ヘリコプタの代表的な形を模擬しており、鼻先が突き出て胴体表面が急激な曲率をもっている。胴体表面上には、上面と側面に計15点の非定常圧力を取り付けた。非定常圧力センサ取り付け位置を第8図に示す。このセンサはKulite社製の5psi、共振周波数150kHzの小型高感度差圧式圧力センサを使用した。センサの取り付け座標位置は第4表に示す。



第7図 胴体概要図



第8図 胴体表面の圧力センサ取り付け位置

第4表 圧力センサの取り付け位置座標

No	X [m]	Y [m]	Z [m]
Pf 1	-0.680	0	-0.459
Pf 2	-0.526	0	-0.285
Pf 3	-0.369	0	-0.213
Pf 4	-0.212	0	-0.068
Pf 5	-0.212	-0.207	-0.125
Pf 6	-0.212	-0.167	-0.083
Pf 7	-0.212	-0.112	-0.066
Pf 8	-0.212	0.111	-0.067
Pf 9	-0.213	0.165	-0.081
Pf 10	-0.213	0.205	-0.120
Pf 11	0.257	0	-0.072
Pf 12	0.412	0	-0.141
Pf 13	0.569	0	-0.214
Pf 14	0.725	0	-0.258
Pf 15	0.880	0	-0.402

2. 3 試験条件及びデータ処理方法

2. 3. 1 試験条件

本試験で実施した試験条件を以下に示す。

1. ロータ・ハブのみの回転試験
2. ホバリング飛行条件で翼端マッハ数 $M_{tip}=0.188$ ～ 0.565 まで変更したロータ性能試験
3. $M_{tip}=0.31, 0.56$ におけるホバリング性能試験
4. $M_{tip}=0.31, 0.56$ における前進飛行性能試験
5. $M_{tip}=0.31$ におけるBVI発生条件での風洞試験

模型のトリムは、模型のピッチングモーメント C_{MY} とローリングモーメント C_{MX} がほぼゼロになるように、ロータを制御するジョイスティックで調節して試験を行っている。試験条件表を付録の付表2に示す。

本報告では、主にロータの回転数が1800rpm、翼端マッハ数に変換すると $M_{tip}=0.56$ の試験結果に注目する。

2. 3. 2 回転試験

回転試験条件表を第5表に示す。回転試験は、ブレードを取り外しブレード取り付け部であるハブの影響を調べる試験で、一樣流速 V_∞ 及び回転数を変化させ、3ケース実施した。

2. 3. 3 ロータ性能試験条件

ロータ性能試験条件表を第6.1～6.4表に示す。ロータの性能及び再現性を調べるため、 $M_{tip}=0.188, 0.314, 0.471, 0.565$ のそれぞれの条件で目標推力係数 C_T を増加させていき、30ケース実施した。

付録の付表3.1～3.4に、試験条件と音速 a の動圧で無次元化した圧力係数 C_{pa} 及び6分力の平均値、ブレード角度係数値を示した。

2. 3. 4 ホバリング性能試験

ホバリング試験条件表を第7.1表と第7.2表に示す。 $M_{tip}=0.315, 0.562$ で目標最大推力係数 C_T を増加させていき、21ケース実施した。

付録の付表4.1と付表4.2に試験条件と平均データを示す。

2. 3. 5 前進飛行性能試験

前進飛行試験条件表を第8.1～8.4表に示す。 $M_{tip}=0.315, 0.562$ で $C_T=0.0029$ 及び $C_T=0.0048$ において、低速から高速飛行条件の試験を行った。模型の姿勢角 $\alpha=-2\text{deg}$ （機体が後傾する方向を正）である。

$C_T=0.0029$ の試験条件と平均データを付録の付表5.1と付表5.2に、 $C_T=0.0048$ のデータを付表6.1と付表6.2にそれぞれ示した。

第5表 回転試験条件表

CASE	1	2	3
M_{∞}	0	0.088	0.175
M_{tip}	0.314	0.313	0.609
α_s	-2	-2	-2
μ	0.00	0.28	0.29
θ_0	1.30	1.20	0.23
θ_{1C}	-0.05	-0.05	0.08
θ_{1S}	-0.08	-0.09	0.14
β_0	-6.49	-6.56	-6.31
β_{1C}	-0.07	-0.06	0.25
β_{1S}	0.04	-0.12	-0.16
C_T	0.0001	0.0002	0.0002

第6.1表 ロータ性能試験($M_{tip}=0.188$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0
θ_0	5.43	6.62	8.47	10.55	12.73	14.92	17.00	18.88
θ_{1C}	0.08	-0.01	0.03	-0.03	-0.03	-0.08	-0.32	0.59
θ_{1S}	-0.06	-0.04	-0.06	-0.03	-0.08	-0.01	0.17	-0.10
β_0	-0.01	-0.01	0.04	0.33	0.66	0.99	1.27	1.52
β_{1C}	0.00	-0.01	0.04	-0.02	-0.03	0.01	-0.09	0.07
β_{1S}	-0.08	-0.06	-0.09	-0.05	-0.12	-0.09	-0.06	0.18
C_T	-0.0004	-0.0002	0.0003	0.0014	0.0028	0.0046	0.0064	0.0076

第6.2表 ロータ性能試験($M_{tip}=0.314$)試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.314	0.314	0.314	0.314	0.314	0.314	0.314
α_s	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0
θ_0	7.12	8.22	10.19	12.59	14.45	16.74	18.65
θ_{1C}	0.11	0.02	0.05	0.07	0.28	0.30	0.38
θ_{1S}	0.20	0.31	0.33	0.26	0.17	0.13	0.13
β_0	0.01	0.04	0.29	0.46	0.68	1.14	1.40
β_{1C}	0.02	-0.02	0.02	0.05	0.03	0.06	0.04
β_{1S}	-0.03	-0.01	0.02	-0.05	0.03	-0.02	0.11
C_T	0.0001	0.0004	0.0014	0.0030	0.0046	0.0065	0.0083

第6.3表 ロータ性能試験($M_{tip}=0.471$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6
M_{∞}	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.471	0.471	0.471	0.471	0.471	0.471
α_s	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0
θ_0	6.76	8.15	10.40	12.15	14.27	16.08
θ_{IC}	-0.10	-0.13	0.02	-0.03	0.16	0.30
θ_{IS}	0.11	0.21	0.07	0.08	-0.04	-0.09
β_0	0.05	0.04	0.38	0.51	0.71	0.74
β_{IC}	0.01	-0.01	0.03	-0.07	-0.13	-0.07
β_{IS}	-0.09	-0.13	-0.13	-0.05	-0.06	0.00
C_T	0.0000	0.0004	0.0017	0.0029	0.0045	0.0064

第6.4表 ロータ性能試験($M_{tip}=0.565$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8	9
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0	0
θ_0	6.14	6.77	7.61	8.47	9.69	10.59	11.78	12.81	13.75
θ_{IC}	-0.06	-0.01	-0.02	0.02	0.06	0.19	-0.05	0.18	0.28
θ_{IS}	0.14	0.20	0.19	-0.10	0.13	0.13	-0.26	0.23	0.10
β_0	0.20	0.16	0.04	0.05	0.33	0.46	0.89	0.96	0.94
β_{IC}	-0.05	0.04	0.02	-0.06	0.05	0.19	0.00	0.18	0.13
β_{IS}	0.06	0.01	0.02	0.00	0.11	0.17	-0.25	0.26	0.14
C_T	0.0000	0.0001	0.0003	0.0009	0.0017	0.0021	0.0030	0.0039	0.0048

第7.1表 ホバリング性能試験($M_{tip}=0.315$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
θ_0	6.91	7.69	8.62	9.53	10.75	11.60	12.44	13.49	14.68	15.82	16.88	17.49	18.53
θ_{IC}	-0.02	0.05	0.04	0.02	0.03	0.03	0.01	-0.01	0.05	0.021	0.307	0.543	0.645
θ_{IS}	-0.03	-0.14	-0.14	-0.10	-0.12	-0.04	-0.13	-0.12	-0.03	-0.139	-0.297	-0.437	-0.423
β_0	0.24	0.16	0.20	0.29	0.38	0.43	0.59	0.73	0.82	0.97	0.965	1.024	1.308
β_{IC}	-0.05	0.02	0.01	0.00	0.00	0.01	-0.02	-0.03	0.05	-0.012	0.074	0.209	0.125
β_{IS}	-0.03	-0.10	-0.10	-0.07	-0.09	0.02	-0.07	-0.08	0.06	-0.094	-0.03	0.091	0.177
C_T	0.0000	0.0001	0.0005	0.0010	0.0017	0.0022	0.0029	0.0036	0.0048	0.006	0.007	0.007	0.008

第7.2表 ホバリング性能試験($M_{tip}=0.562$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8	9
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0	0
θ_0	5.78	6.79	7.53	8.31	9.50	10.70	11.42	12.68	13.79
θ_{1C}	-0.02	-0.10	-0.10	-0.06	0.01	0.04	-0.08	-0.01	0.04
θ_{1S}	-0.11	-0.14	-0.13	-0.16	-0.15	0.01	0.07	-0.06	-0.14
β_0	-0.08	0.03	0.04	0.08	0.17	0.52	0.52	0.90	0.98
β_{1C}	0.14	0.09	0.09	0.13	0.24	0.20	-0.23	0.14	0.21
β_{1S}	-0.10	-0.13	-0.12	-0.18	-0.17	0.06	0.03	0.00	-0.14
C_T	-0.0001	0.0001	0.0003	0.0008	0.0016	0.0023	0.0028	0.0037	0.0047

第8.1表 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.315$, $C_T=0.0029$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7
M_{∞}	0	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073	0.088
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.314	0.314
α_s	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0.00	0.05	0.09	0.14	0.19	0.23	0.28
θ_0	12.50	11.24	10.15	9.64	9.50	9.58	9.74
θ_{1C}	0.22	2.69	2.36	2.18	2.18	2.21	2.32
θ_{1S}	-0.09	-0.38	-0.47	-0.75	-1.04	-1.40	-1.75
β_0	0.51	0.41	0.49	0.41	0.40	0.39	0.41
β_{1C}	0.04	0.00	-0.02	-0.02	0.01	0.01	-0.07
β_{1S}	0.09	0.08	0.04	0.07	0.06	0.02	-0.02
C_T	0.0029	0.0028	0.0028	0.0028	0.0028	0.0029	0.0028

第8.2表 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.56$, $C_T=0.0029$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
M_{∞}	0	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073	0.088	0.102	0.117	0.132	0.146	0.161
M_{tip}	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.561	0.561	0.560	0.560	0.559
α_s	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0.00	0.03	0.05	0.08	0.10	0.13	0.16	0.18	0.21	0.23	0.26	0.29
θ_0	11.89	11.24	10.49	9.61	9.33	9.00	8.95	8.90	8.97	8.80	9.05	9.06
θ_{1C}	0.00	1.48	2.43	2.40	2.17	2.06	1.97	1.99	2.09	2.06	1.98	2.04
θ_{1S}	0.01	-0.20	-0.30	-0.65	-0.82	-0.93	-1.19	-1.35	-1.51	-1.74	-1.83	-2.16
β_0	1.12	0.90	0.84	0.57	0.76	0.63	0.66	0.70	0.74	0.57	0.78	0.69
β_{1C}	0.00	-0.08	-0.04	0.04	-0.03	0.02	0.00	0.02	0.09	0.14	0.01	0.02
β_{1S}	0.03	-0.04	-0.06	0.03	-0.14	-0.05	-0.14	-0.15	0.00	-0.12	-0.01	-0.04
C_T	0.0029	0.0029	0.0029	0.0028	0.0029	0.0029	0.0028	0.0028	0.0029	0.0028	0.0029	0.0029

第8.4表前進飛行性能試験($M_{tip}=0.315, C_T=0.0048$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7
M_∞	0	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073	0.088
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.314	0.314
α_s	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0	0.0473	0.0932	0.14	0.1864	0.2327	0.2798
θ_0	14.96	13.93	12.59	11.97	11.83	11.85	12.15
θ_{1C}	0.27	2.98	3.26	-3.01	2.91	2.97	3.02
θ_{1S}	0.13	-0.78	-0.97	1.52	-2.13	-2.68	-3.32
β_0	1.06	0.99	0.94	1.02	0.99	0.97	0.97
β_{1C}	-0.04	0.09	0.08	-0.11	0.07	0.09	0.09
β_{1S}	0.01	-0.02	-0.09	0.02	-0.01	-0.02	-0.03
C_T	0.0049	0.0047	0.0047	0.0047	0.0047	0.0047	0.0048

第8.4表 前進飛行性能試験条件表($M_{tip}=0.56, C_T=0.0048$) 試験条件表

CASE	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
M_∞	0	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073	0.088	0.102	0.117	0.131	0.146	0.161
M_{tip}	0.561	0.561	0.561	0.561	0.561	0.561	0.561	0.560	0.560	0.560	0.559	0.559
α_s	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0	0.03	0.05	0.08	0.1	0.13	0.16	0.18	0.21	0.23	0.26	0.29
θ_0	11.94	13.48	12.66	12.02	11.41	11.21	11.01	10.84	10.78	10.73	10.77	10.85
θ_{1C}	0.02	1.76	3.01	3.30	3.15	2.93	2.72	2.74	2.66	2.69	2.76	2.76
θ_{1S}	-0.03	-0.49	-0.78	-1.09	-1.47	-1.74	-2.08	-2.33	-2.57	-2.85	-3.21	-3.50
β_0	1.17	1.40	1.13	1.17	1.20	1.34	1.29	1.17	1.09	1.05	0.94	0.90
β_{1C}	-0.05	0.12	0.14	0.13	0.17	0.18	0.05	0.21	0.18	0.21	0.24	0.23
β_{1S}	-0.03	-0.04	-0.03	-0.02	-0.17	-0.14	-0.14	-0.08	-0.07	-0.05	-0.02	0.04
C_T	0.0029	0.0047	0.0047	0.0047	0.0047	0.0048	0.0048	0.0047	0.0048	0.0048	0.0048	0.0048

2. 3. 6 データ処理方法

圧力の無次元化は一樣流速の動圧により行うが、本研究では音速で無次元化を行っている。この処理方法は、ロータ空力評価におけるブレードの翼端速度 V_{tip} による無次元化と同様、 $V_{\infty}=0$ のホバリング条件においても他の飛行条件と同様に係数化できるため、試験条件に依らずに圧力値を比較することができる。圧力係数 C_{pa} は、

$$C_{pa} = (P - P_{\infty}) / \left(\frac{1}{2} \rho a^2\right) \quad (1)$$

と表される。これにより、分母の動圧が一樣流に依存しないため、圧力の評価は絶対値で評価することが可能となる。

また、一樣流速による圧力係数 $C_{p\infty}$ 及び翼端速度による圧力係数 $C_{p_{tip}}$ は、以下のように求められる。

$$C_{p\infty} = C_{pa} / M_{\infty}^2 \quad (2)$$

$$C_{p_{tip}} = C_{pa} / M_{tip}^2 \quad (3)$$

ロータ6分力は、力の3成分 C_X, C_Y, C_T を C_F 、モーメント3成分 C_{MX}, C_{MY}, C_Q を C_M として表すと、

$$C_F = F / (\rho \times \pi R^2 \times (R\Omega)^2) \quad (4)$$

$$C_M = M / (\rho \times \pi R^2 \times (R\Omega)^2 \times R) \quad (5)$$

ただし、 F :力、 M :モーメント、 ρ :空気密度、 R :ロータ半径、 Ω :角速度である。

前進率 μ は、

$$\mu = V_{\infty} / R\Omega \quad (6)$$

ブレード角度係数は、ブレードのヒンジ部における角度は1次の調和振動式で表される。

フェザリング角 θ は、

$$\theta(\Psi) = \theta_0 + \theta_{1C} \cos(\Psi) + \theta_{1S} \sin(\Psi) \quad (7)$$

として、ブレードの前縁がロータ回転面よりも上側に上がる方向を正としている。

フラッピング角 β は、

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1C} \cos(\Psi) + \beta_{1S} \sin(\Psi) \quad (8)$$

として、ブレードがロータ回転面よりも上側に上がる方向を正としている。

リード・ラグ角 ζ は、

$$\zeta(\Psi) = \zeta_0 + \zeta_{1C} \cos(\Psi) + \zeta_{1S} \sin(\Psi) \quad (9)$$

として、ブレードが前進する方向を正としている。

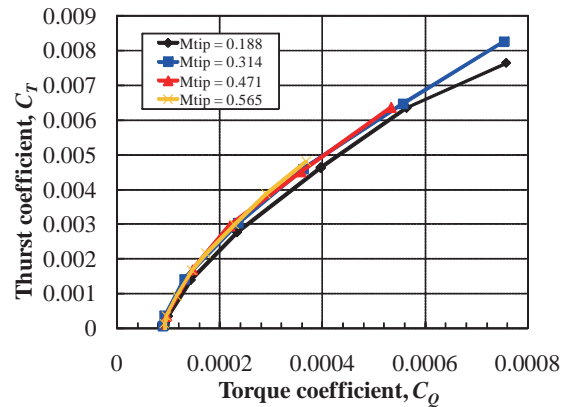
3. データ取得及び補間方法

計測に使用した各センサの出力電圧は、16bitのA/D変換器を用いてメモリレコーダで記録した。データのサンプリングレートは50kHz、測定時間は5sである。測定データは較正試験を行い、イニシャル・オフセット量を取り除いた上で、アンサンブル平均を行い、物理量に変換している。ただし、6分力天秤の出力電圧は各軸の干渉の影響を考慮し、6×6の較正マトリックスを用いて空力6分力に変換した。コレクティブ・ピッチ角 θ_0 は計測時の舵角センサのオフセット量を考慮した補正をおこなっている。コーニング角 β_0 はロータの回転による遠心力の影響を受けたため、幾つかの異なる回転数で較正試験を行い、補正を行った。ロータ回転数1800rpmの試験条件において、計測中にロータの回転数の変化により発生した測定データ数の差は、1回転あたりのデータ数1667個からの誤差は±3個以内であった。測定した時系列データは、周期性があることを確認した上でパルスデータを基に1回転毎のデータに分け、アンサンブル平均を行っている。本試験では、アジマス角の位相間隔0.5degとしてアンサンブル平均を行い、各回転数の平均データを補間している。

4. 試験結果及び考察

4.1 ホバリング性能試験結果

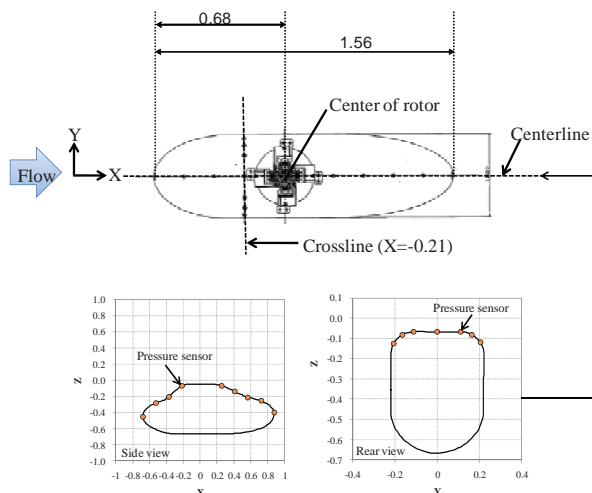
$M_{tip}=0.188\sim 0.565$ まで変化させて行ったホバリング性能試験の C_T-C_Q 曲線分布を第9図に示す。 $M_{tip}=0.188$ 以外の分布で良い一致が得られているのが見て取れる。この結果より、本試験で使用したロータ装置は $M_{tip}=0.314$ 以上で良い再現性を持っているといえる。



第9図 C_T-C_Q 曲線

4.2 ホバリング性能試験結果

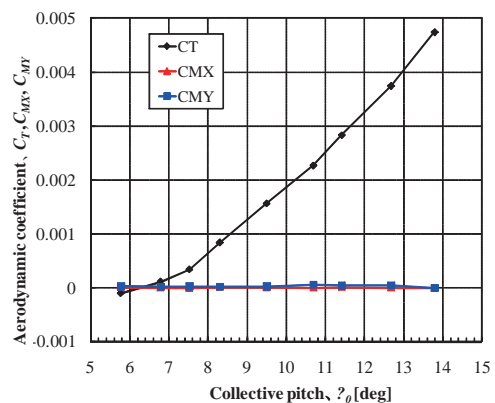
$M_{tip}=0.56$ のホバリング性能試験によって、トリムがとれている事、 C_{pa} の平均値と変動値を胴体表面のセンタライン上とクロスライン上の分布として示す。センタラインは胴体を真横から見たときのロータ中心を通る一様流方向の縦線、クロスラインは $X/R=-0.21$ における断面を胴体後方から見たときの横線である。圧力センサ取り付け位置の模式図を第10図に示す。また、 X 、 Y の値は第3表に示した座標値であり、それぞれロータ半径 R で無次元化している。



第10図 センタラインとクロスラインの模式図

4.2.1 トリム

C_T に対するローリングモーメント C_{MX} とピッチングモーメント C_{MY} の分布を第11図に示す。全試験ケースにおいてトリムがとれていることが確認できる。



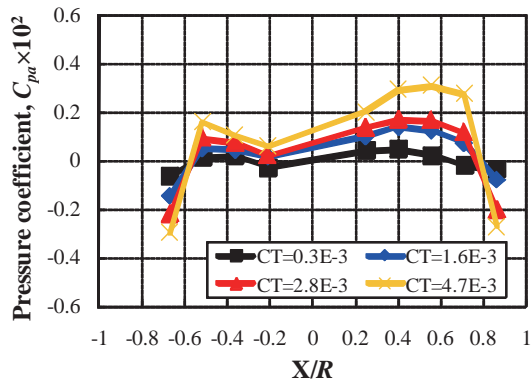
第11図 ホバリング飛行条件の C_{MX} 、 C_{MY} 分布

4.2.2 平均圧力分布

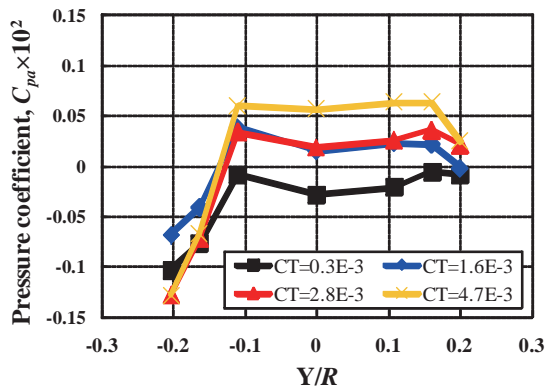
$C_T=0.0003, 0.0016, 0.0028, 0.0047$ の4ケースにおけるセンタライン上およびクロスライン上での平均圧力分布を第12図にそれぞれ示す。推力係数を増加さ

せることでロータ面の誘導速度が増加し、胴体表面上の圧力分布を上昇させていることがわかる。

クロスライン上の分布より、ブレード前進側と後退側で非対称な分布になっているのがみてとれる。これは、胴体形状が前後対称ではないことに加え、旋回流の影響により、非対称な流れ場が形成されるためと考えられる。また、ブレード後退側の方が前進側に比べ圧力値が低くなる傾向にあることから、ホバリング飛行中におけるダウンウォッシュの影響は後退側の方が強いということがわかる。



(a) センタライン



(b) クロスライン

第12図 ホバリング飛行条件の平均 C_{pa} 分布

4. 2. 3 非定常圧力分布

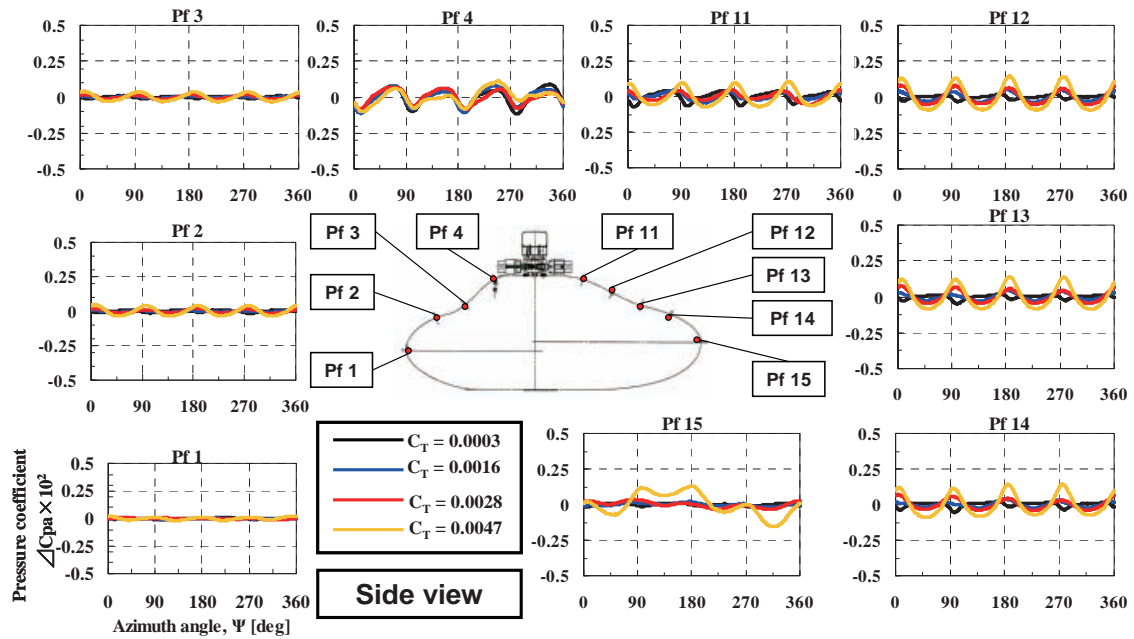
第13図にセンタライン上及びクロスライン上の非定常圧力分布をそれぞれ示す。ただし、圧力変動値 ΔC_{pa} は以下の様に表される。

$$\Delta C_{pa} = C_{pa} - \overline{C_{pa}} \quad (10)$$

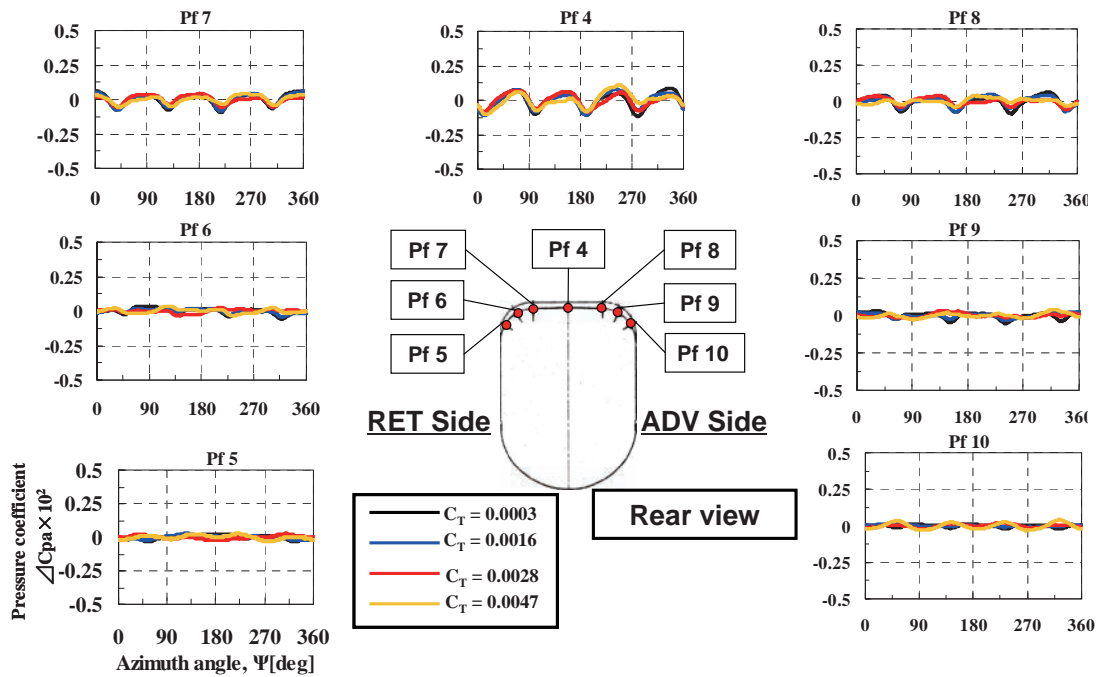
ただし、 $\overline{C_{pa}}$ は各点での一周あたりの C_{pa} の平均値である。

センタライン上の分布より、推力係数の増加に伴い圧力の変動幅が大きくなる傾向がみられ、胴体の前方Pf2、Pf3と後方Pf11、Pf12、Pf13、Pf14において90degごとに4つの圧力ピークがみられる。これはブレードが胴体上を通過することによって与えられる圧力波である。胴体前方の圧力の変動幅が小さく、ロータ・ハブ付近では変動が大きい。これはロータ面と胴体の距離に関係している。胴体後方での変動幅の違いも同様に考えられる。しかし、Pf3とPf13のロータ面からの距離はほとんど同じにも関わらず変動幅の違いがみられる。この違いはロータ半径位置の違いによるものと考えられる。ロータ・ブレードの対気速度はロータ半径に比例して増加するため、ブレード断面位置により条件が異なる。Pf13の変動幅が大きいのは、Pf13の方がロータ半径の外側にあるため、より大きい圧力波が胴体に及ぼしているためと考えられる。

クロスライン上の分布をセンタライン上の分布と比較してみると、推力係数の増加に伴う変化はみられない。また、ハブ付近であるPf4, 7, 8のセンサ位置の圧力は、ブレードが通過することで発生する圧力波形とは異なっている。これは、本実験ではロータ取り付け部であるロータ・ハブは比較的大きく、ロータ・ハブの通過に伴う圧力波の影響、取り付け部の複雑な形状から複数の方向の違う渦を出している可能性があり、その影響が及んでいるためと考えられる。



(a) センタライン



(b) クロスライン

第13図 ホバリング飛行条件の ΔC_{pa} 分布

4. 3 推力係数0.0029の前進飛行試験結果

4. 3. 1 トリム

第14図に $C_T=0.0029$ の C_{MX} 、 C_{MY} 分布を示す。模型のトリムがとれていることが確認できる。

4. 3. 2 ロータ後流の傾き角

前進飛行条件では、機体前方からの一様流がロータの後流に与える影響を考慮する必要がある。ロータ後流は一様流の付加により傾けられ、胴体を与える影響が変わる。ロータ後流の傾き角(Skew angle) χ は以下のように求める。

$$\chi = \tan^{-1} \frac{\mu}{\lambda} \tag{11}$$

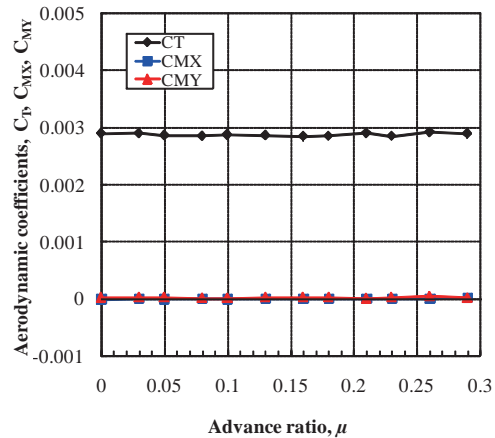
λ は流入比で以下のように求められる。

$$\lambda = \frac{V_\infty \sin \alpha - v_i}{\Omega R} \tag{12}$$

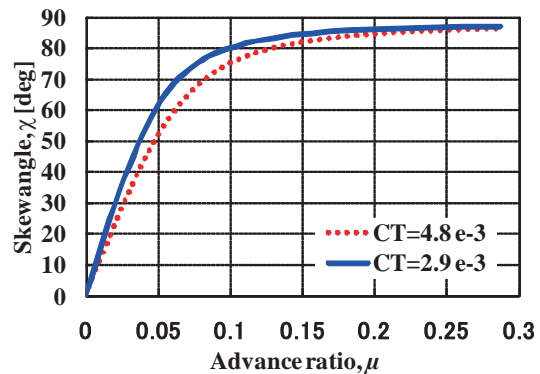
ここで、 v_i は誘導速度、 Ω は角速度、 R はロータ半径である。

第15図に $C_T=0.0029$ と $C_T=0.0048$ におけるロータ後流の傾き角と前進率の関係、第16図にロータ後流の傾き角の変化の様子を示す。前進率の増加に伴ってロータ後流の傾き角が増加し、約85degのところまで収束しているのがみてとれる。また、推力係数によって収束までの勾配が異なるが、これは推力係数が増加することにより、誘導速度が増加するためである。

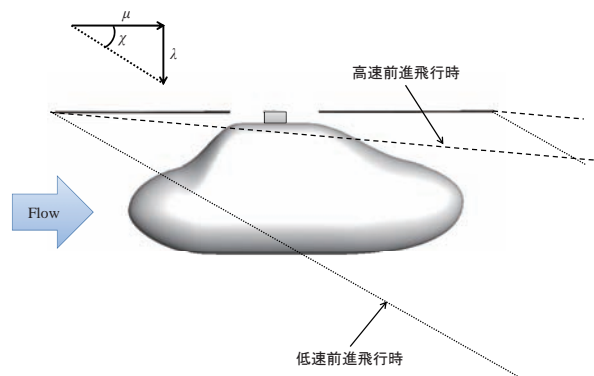
この結果から、ロータ後流の傾き角が増加することで胴体へのロータ後流の吹き下ろし方が異なり、影響の仕方が変わってくる。前進率の大きい高速飛行時には、ロータ後流の傾き角は大きいため、胴体に及ぼす影響が少ないと考えられる。また、推力係数が小さいほど、ロータ後流が早く傾くことから、ロータ後流が胴体へ影響する飛行条件の範囲が小さくなると考えられる。



第14図 前進飛行条件($C_T=0.0029$)の C_{MX} 、 C_{MY} 分布



第15図 前進率に対するロータ傾き角の変化



第16図 前進率の増加に伴うロータ後流の傾き角の変化の概念図

4. 3. 3 平均圧力分布

$\mu= 0, 0.05, 0.08, 0.1, 0.16, 0.23, 0.29$ のセンタ

ライン及びクロスライン上の平均圧力分布を第17図に示す。センタライン上の分布より、前進率の増加に伴って胴体前方Pf1、Pf2、Pf3では圧力分布が増加し、後方Pf4、Pf11、Pf12、Pf13、Pf14、Pf15では減少する傾向にあるのがみてとれる。胴体前方ではロータ後流が傾けられることにより、一様流による動圧の増加が圧力増加に寄与している。胴体後方においては、胴体表面の流れ場の剥離により圧力が減少していると考えられる。これらの結果より前進率の増加に伴って、ロータ後流の影響よりも一様流の影響が顕著となることがわかる。クロスライン上の分布では、ブレード後退側の方が前進側に比べて圧力値が低い。これは、ホバリングの時と同様な傾向である。この結果より、胴体表面の流速は圧力が低い後退側の方が速い事がわかる。

4. 3. 4 非定常圧力分布

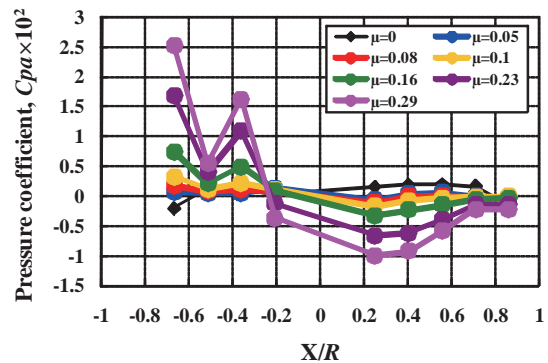
センタラインとクロスライン上の ΔC_{pa} 分布を第18図に示す。全ての観測点において、4つの圧力変動のピークがみられ、ブレード通過に伴う圧力波が捉えられている。

センタライン及びクロスラインの圧力変動幅は前進率の増加に伴って増加し、 $\mu=0.29$ のときに最大となった。各前進率において、ロータ面とロータ・ハブに近いPf4の圧力変動が最も大きいことがわかった。

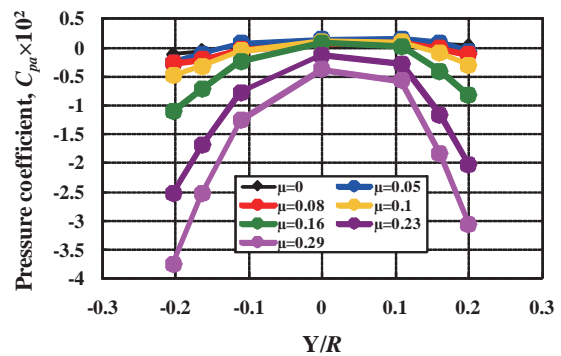
センタライン上の ΔC_{pa} 分布より、Pf1からロータ中心に近づくほど圧力変動幅が増加し、ロータ中心から後方に行くほど減少しているのがみられる。また、Pf12以降は圧力波形にスパイクが見られる。これは、ブレード通過90degごとに与える圧力変動に加えて、ロータ後流やロータ・シャフトからの擾乱が胴体表面上の圧力に影響を及ぼしていると考えられる。第19図にPf3とPf13における ΔC_{pa} 分布グラフの拡大図を示す。胴体前方側にあるPf3の圧力変動はほぼブレードの通過に伴う周期的な変動がみられるが、Pf13では周期的な大きい変動とその後に小さな変動

がみられる。小さな変動の方は、上述のように、渦によるものと考えられ、胴体後方ではブレードからの圧力波と流れ場における渦の影響があると考えられる。

クロスライン上の非定常圧力分布より、ブレード前進側と後退側の圧力変動幅は、前進側の方が大きく、変動のピークは両側で異なった位置で起きている。これは、ブレードの回転に追従して、ブレードからの圧力波のピークが各センサに伝わるためであると考えられる。

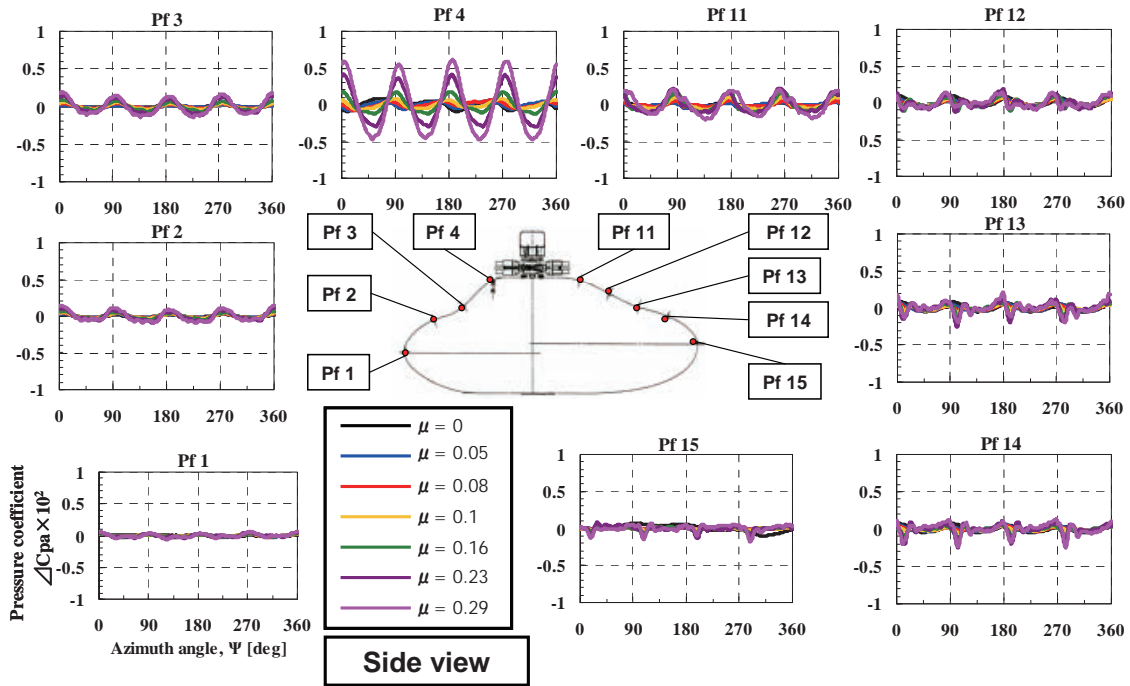


(a) センタライン

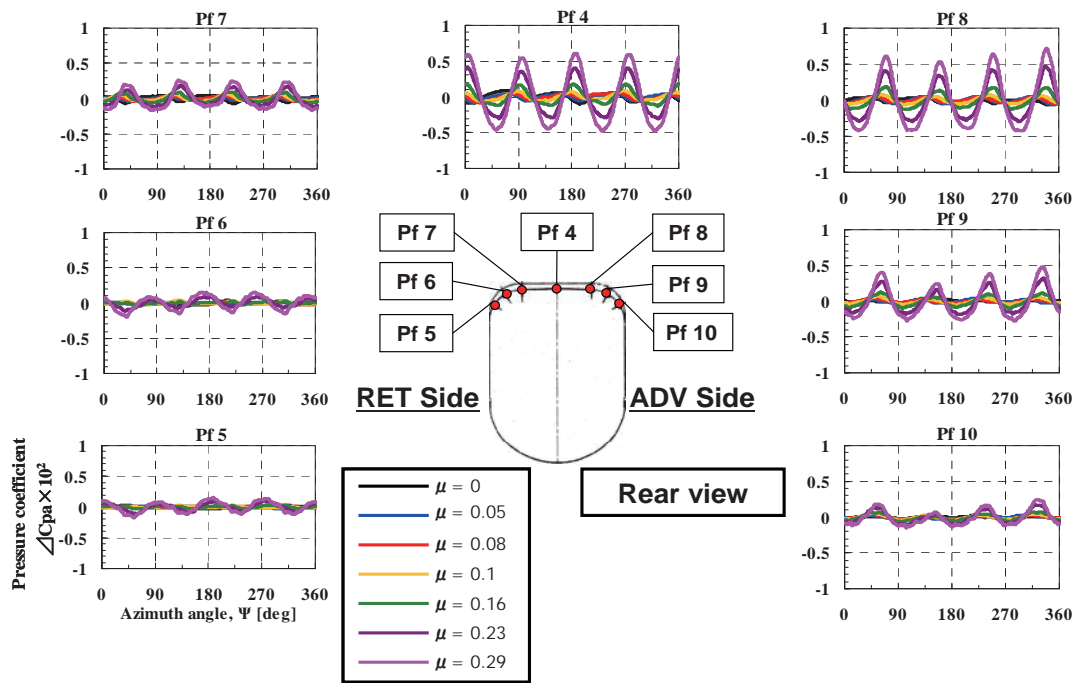


(b) クロスライン

第17図 前進飛行条件 ($C_T=0.0029$)の平均 C_{pa} 分布

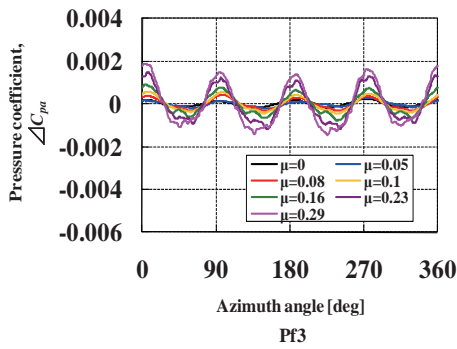


(a) センタライン

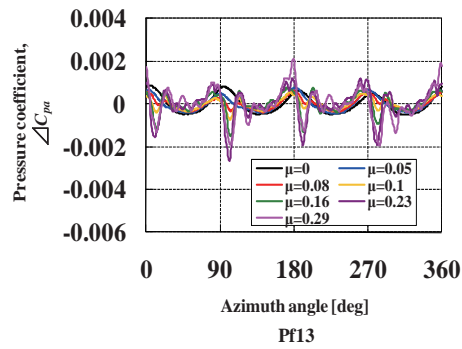


(b) クロスライン

第18図 前進飛行条件($C_T=0.0029$)の ΔC_{pa} 分布



(a) Pf3



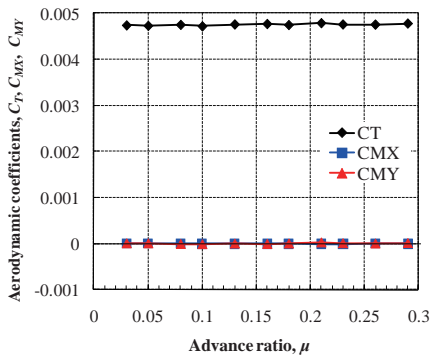
(b) Pf13

第19図 Pf3及びPf13における ΔC_{pa} 分布 ($C_T=0.0029$)

4. 4 推力係数0.0048の前進飛行試験結果

4. 4. 1 トリム

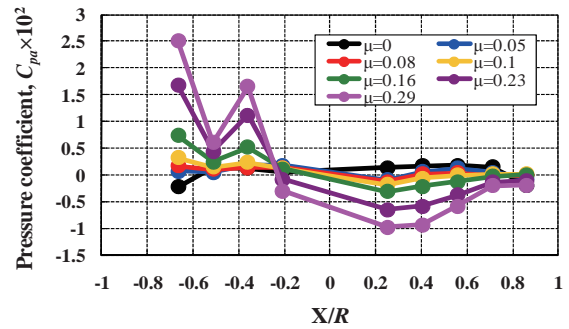
第20図に $C_T=0.0048$ の C_{MX} 、 C_{MY} 分布を示す。模型のトリムがとれていることが確認できる。



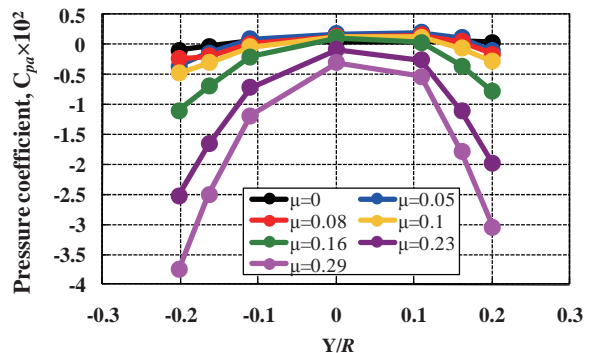
第20図 前進飛行条件($C_T=0.0048$)の C_{MX} 、 C_{MY} 分布

4. 4. 2 平均圧力分布

各前進率におけるセンタラインとクロスライン上の平均圧力分布を第21図にそれぞれ示す。センタライン及びクロスライン上の分布は、 $C_T=0.0029$ の前進飛行試験と同様に前進率の増加に伴って、胴体前方では圧力が増加し、胴体後方では減少する結果が得られた。この結果から、高速前進飛行時にはロータ後流の影響が少なく、推力係数に依存性が少ないことがみてとれる。



(a) センタライン



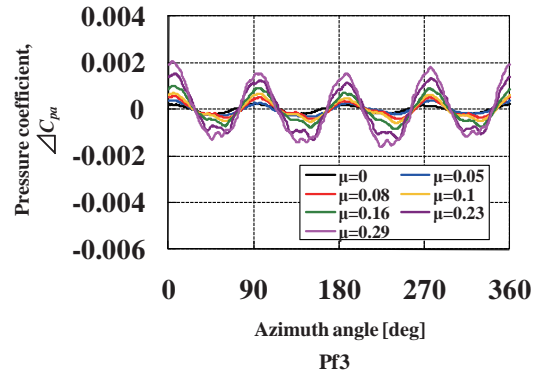
(b) クロスライン

第21図 前進飛行条件 ($C_T=0.0048$)の平均 C_{pa} 分布

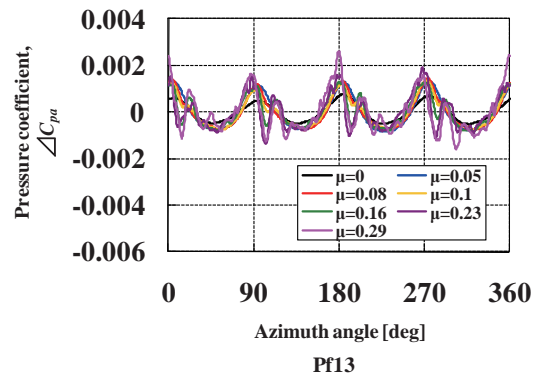
4. 4. 3 非定常圧力分布

センタラインとクロスライン上の ΔC_{pa} 分布を、第22図に示す。センタライン上の分布より、胴体前方では $C_T = 0.0029$ の結果と同様な傾向で、前進率が大きいほど変動幅が大きくなっている。また、ロータ・ハブに近いPf4で最も大きい変動幅を示している。胴体後方のPf12、Pf13、Pf14、Pf15では $C_T = 0.0029$ の圧力波形のスパイクがより大きい。これは、推力が増加したことにより、誘導速度が速くなったため考えられる。

第23図にPf3とPf13の ΔC_{pa} 分布グラフの拡大図を示す。 $C_T=0.0029$ のときと同様にPf3ではブレード通過に伴う圧力変動が周期的に現れているのがみてとれる。また、Pf3の変動幅は $C_T=0.0029$ とほとんど同様な変動を示しており、胴体前方での圧力変動は推力係数に依存しないことがわかる。胴体後方のPf13では、ブレード通過に伴う強い圧力変動とその後に小さな変動がみられる。この小さい変動の理由としては、ブレードの翼端渦の影響が考えられる。この変動について考察するため、第24図にPf13における各推力係数の圧力変動を比較したグラフを示す。このグラフは各推力係数における $\mu=0.29$ のときのデータである。変動幅に違いがみられるが、圧力の変動ピークはブレードが通過する90degの間に3回あり、各変動ピークの位相が同じであるのがわかる。1つ目のピークは、ブレードからの圧力波によるもので、2つ目と3つ目の小さな変動は、ロータ後流の中に含まれるブレードの翼端渦が胴体表面と干渉したためと考えられる。第25図にロータ後流の軌跡の図を示す。この軌跡の傾き角は式(11)より算出した理論的な傾き角で、85degの軌跡を示している。この図より、圧力センサPf13はちょうどロータ後流の軌跡に近いところにあり、ロータ後流による影響が十分考えられる。ただし、これは理論的な考察なので、流れ場の可視化や今後行われるCFDでよく吟味する必要がある。

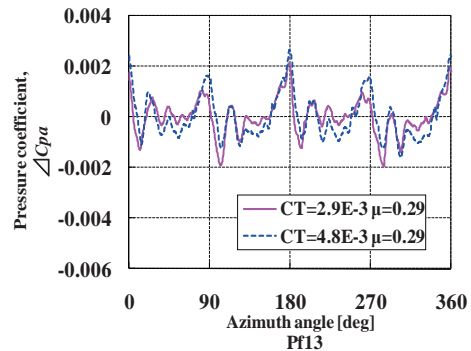


(a) Pf3

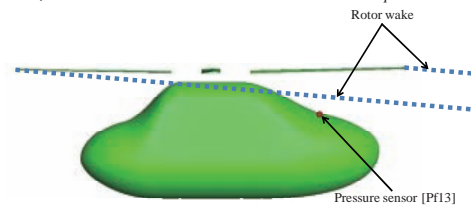


(b) Pf13

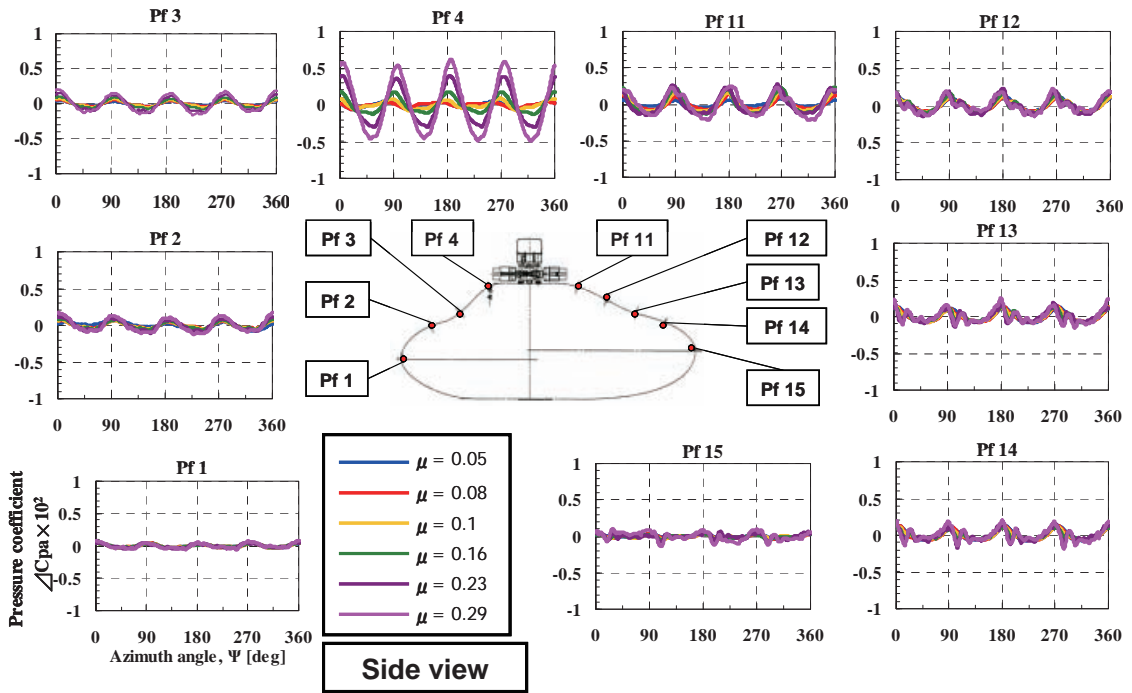
第23図 Pf3及びPf13における ΔC_{pa} 分布 ($C_T=0.0048$)



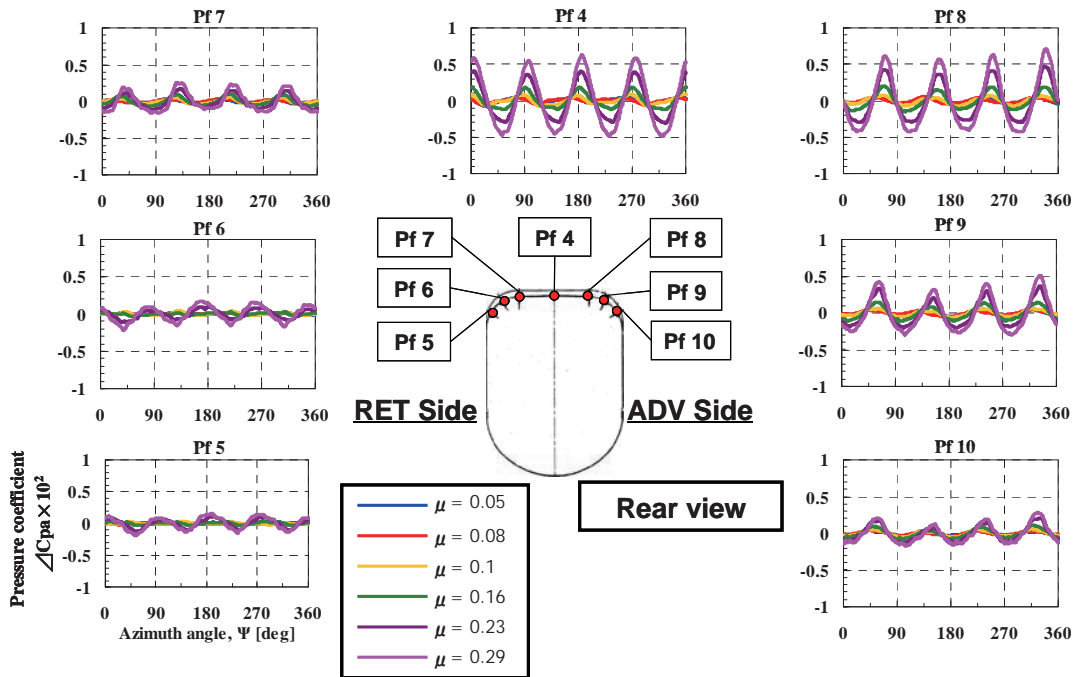
第24図 $\mu=0.0029, 0.0048$ における ΔC_{pa} 分布の比較



第25図 ロータ後流の軌跡



(a) センタライン



(b) クロスライン

第22図 前進飛行条件($C_T=0.0048$)の ΔC_{pa} 分布

4. 5 ダウンウォッシュの影響

本節では、ロータから発生するダウンウォッシュが胴体表面に与える影響及びロータ・ハブによる影響について詳述する。

4. 5. 1 ブレード有無の比較

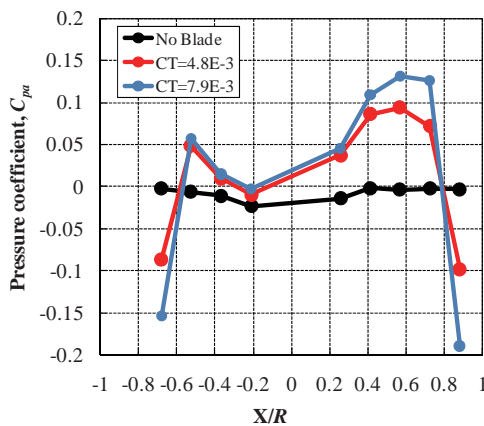
ブレード有無の比較を行うため、 $M_{tip}=0.31$ の試験結果で比較を行う。ただし、ここでいうブレードが無い場合とは、ロータからブレードを外し、ロータ・ハブのみにした状態を指す（試験装置のハブ部分は十分な大きさがあるため、ブレードが無くてもある程度の圧力場を生むことが予想される）。

第26図にホバリング条件でのブレード有無による平均圧力分布の比較を示す。センタライン上の分布より、ブレードがないロータ・ハブのみの結果ではロータ中心から離れるにつれて影響がほとんどないことがみてとれる。また、本試験におけるロータ・ハブの影響は $X/R=-0.6\sim-0.4$ の範囲で胴体に影響してくるのがわかる。ロータ・ブレードを取り付けた状態と比較すると、胴体の先端部分と後端部分で負圧になっている。これは、圧力センサがロータからのダウンウォッシュに平行な表面にあるため、加速された流れの通過によるサクションにより負圧になっ

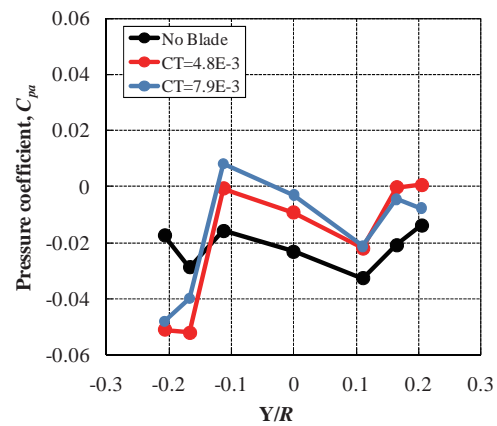
たと考えられる。

それ以外の計測点では、ロータ・ブレードからの吹き下ろしの影響により圧力が増加している。最も影響が大きかったのはPf13であり、これはロータ半径及びロータ面と胴体表面の距離の関係からこのような分布になったと考えられる。

次に前進飛行条件でのブレード有無の影響を比較する。第27図に $\mu=0.29$ 、 $M_{tip}=0.31$ におけるブレードの有無による平均圧力分布の比較を示す。ブレードが無い場合の圧力は、ブレードが有る場合よりも全体的に低くなっていることが分かる。特に、ロータ・ハブに近い観測点Pf4における圧力差が最も大きい。これは、ロータの前進飛行時のロータ後流の傾き角を持つダウンウォッシュによる動圧が影響していると考えられる。同様にクロスライン上でも、ブレードが無い場合の圧力は、ブレードが有る場合よりも全体に低くなっている。特に、前進側における圧力差が後退側に比べて大きい。この差は、前進側では、ブレードから発生した旋回流が胴体表面に当たること、圧力を上昇させる効果を生んでいることに起因すると考えられる。

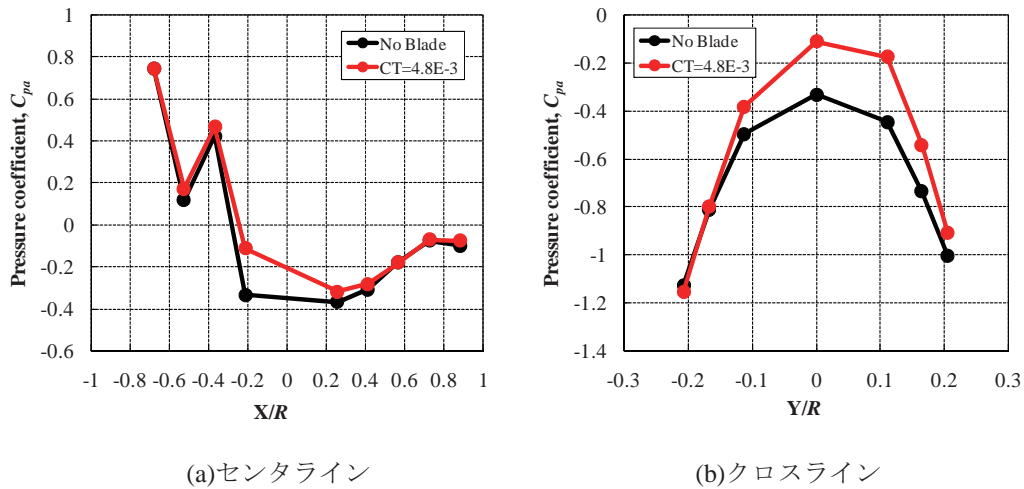


(a)センタライン



(b)クロスライン

第26図 ホバリング条件におけるブレード有無による平均圧力分布の比較



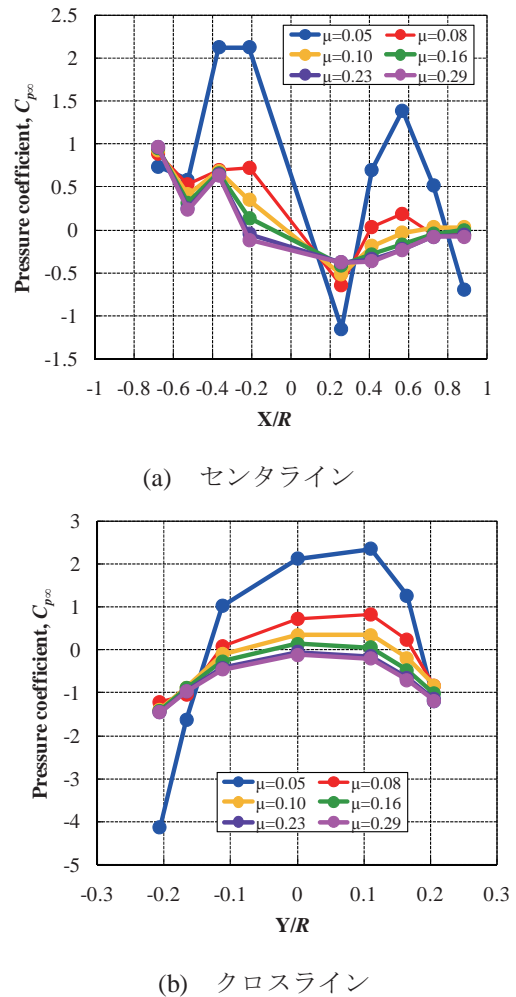
第27図 前進飛行条件におけるブレード有無による平均圧力分布の比較

4. 5. 2 前進率 μ の増加による影響

前進飛行条件におけるダウンウォッシュの影響を $M_{tip}=0.56$ の試験結果を用いて検討を行う。また、ロータからの吹き下ろしの影響を顕著に表すため、一様流速で無次元化した圧力係数 C_{ps} を用いて影響を検討する。

第28図に $C_T=0.0048$ における前進率毎の胴体表面上の圧力分布を示す。どちらの図においても、前進率が $\mu=0.05$ の場合と $\mu=0.08$ の場合には圧力分布に大きな違いがあり、その後も $\mu=0.1$, $\mu=0.16$ と前進率が上がるにつれてある程度の変化が見られるが、それ以上の前進率では有意な差は見られない。このことは、前進率が低い場合にはロータからのダウンウォッシュの動圧が圧力上昇の大きな部分を占めるのに対し、およそ $\mu=0.1$ 以上の飛行領域では一様流による影響が増し、相対的にダウンウォッシュが胴体に及ぼす影響が低下することを示唆していると考えられる。

また、後流の傾き角は $\mu=0.05$ では約 53deg であるのに対し、 $\mu=0.16$ では約 80deg にもなり、後流が直接干渉する胴体領域が減少することも、ある程度の上進率以上でダウンウォッシュの圧力分布に与える影響が小さくなる一因であると考えられる。



第28図 前進率の変化が圧力分布に与える影響

4. 5. 3 推力係数 C_T の影響

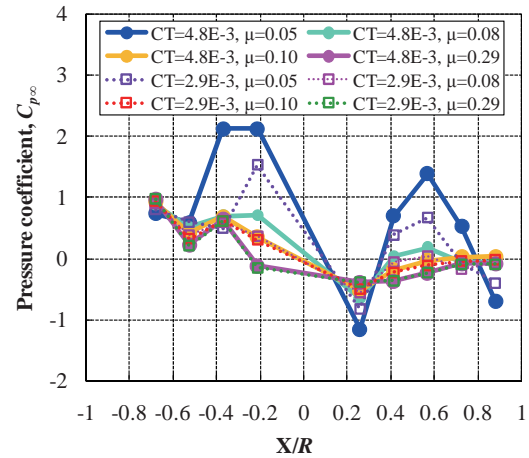
ホバリング飛行条件における推力係数による胴体表面圧力変化の影響は第12図で示した通り、推力係数の増加に伴ってロータ面からの吹き下ろし速度が速くなるため、胴体表面圧力分布は全体的に増加した。

前進飛行条件における推力係数の増加による圧力分布 C_{px} の変化を第29図に示す。センタライン上の分布(a)から、各推力係数の $\mu=0.05$ における圧力分布は $\mu=0.10$ 以上の前進率の場合と比較して、異なる分布を示している。また、 $\mu=0.08$ における圧力分布では、各推力係数によって異なった傾向がみとれる。これは、第15図で示した通り、推力係数が大きいほど傾き角の変化が緩やかに変動するため、 $C_T=0.0048$ では式(11)より $\chi=68\text{deg}$ 、 $C_T=0.0029$ では $\chi=75\text{deg}$ でおおよそ7deg違う。また、 $C_T=0.0029$ の $\chi=75\text{deg}$ は $C_T=0.0048$ の $\mu=0.10$ のロータ後流の傾き角に相当し、各推力係数におけるダウンウォッシュの影響が少なくなるのは、 $C_T=0.0029$ では $\mu=0.08$ 以上、 $C_T=0.0048$ では $\mu=0.10$ 以上で影響が少なくなるという結果が得られた。クロスライン上の分布からもその様子がみとれる。

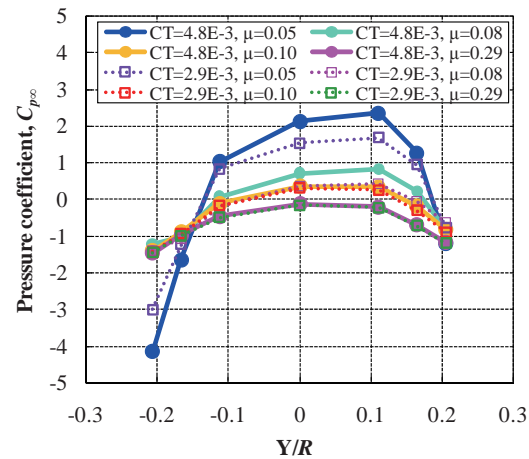
従って、前進飛行条件では、推力係数によりロータ後流の傾き角の変化の仕方が変わるため、低速飛行において胴体へ与える影響が異なり、前進率が 증가するに従って推力係数の違いによる影響がほとんどないことがわかった。

4. 5. 4 ブレード通過の影響

胴体前方における ΔC_{pa} と ΔC_{px} の非定常圧力分布を比較し、ブレードが通過する際の胴体表面圧力に与える影響を考察する。 $C_T=0.0048$ におけるセンサ位置Pf 3における C_{pa} と C_{px} の非定常圧力分布を第30図に示す。第30図(b)では、 $\mu=0.1$ 以下の場合にブレードの周期と同調した有意な圧力変動が胴体上で認められるのに対し、 $\mu=0.1$ 以上では圧力変動が非常に小さくなっていることが分かる。これは、前進率の増大に伴うロータ後流の傾き角の増加により、胴体に直接衝突するダウンウォッシュが減少し、同時に一様流の影響が顕著になったことを示していると考えら



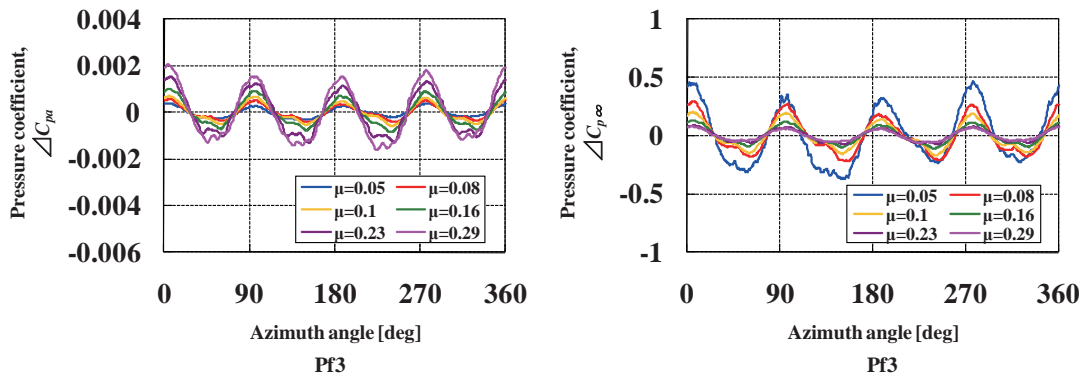
(a) センタライン



(b) クロスライン

第29図 推力係数の増加が圧力分布に与える影響

れる。それに対して第30図(a)では、 $\mu=0.1$ を境に逆に C_{pa} の変動幅が増加している。この現象は、ブレードの対気速度が増加することで、ブレード周辺の圧力変動が増大し、胴体表面まで強く到達することになることに起因すると考えられる。以上の考察より、ロータと胴体の空力干渉現象には、定性的に、①ホバリングから前進飛行への遷移状態においてはロータのダウンウォッシュによる直接的な影響が優勢であり、②水平飛行においてはブレードの通過による圧力変動の影響が顕著になる、という傾向があることが分かる。

(a) ΔC_{pa} 分布(b) $\Delta C_{p\infty}$ 分布第30図 Pf3における ΔC_{pa} と $\Delta C_{p\infty}$ の比較

5. 結論

本研究を通じて得られた結論は以下の通りである。

- ホバリングにおいては、 $M_{tip}=0.3$ 以上の場合には翼端速度による影響は少なく(図8)、再現性も高いことが分かった。
- ホバリング時の胴体上面の平均圧力は、推力とともに増大し、ダウンウォッシュによる圧力変動も大きくなることが確認できた。
- 前進飛行時においては、胴体のクロスライン上の平均圧力分布は左右非対称であり、ブレード回転の後退側でより大きな負圧になることが確認できた。
- 胴体前半部表面の圧力変動量は、前進率 $\mu=0.1$ 以下ではダウンウォッシュの影響が顕著であるのに対し、 $\mu=0.1$ 以上では一様流の動圧にほぼ比例していることが確認できた。
- 非定常圧力計測では、全ての観測点において4枚ブレードの影響が捉えられており、ロータ・ハブに近づくにつれて圧力変動幅が増加する傾向にあることがわかった。
- 以上の結果より、ロータ後流と胴体の空力干渉現象を捉えた実験データベースを構築することができた。

なお、本試験の試験結果は、今後CFDによる数値計算と引き続き比較検討される予定である。

6. 参考文献

- 1) Tanabe, Y., and Saito, S., "Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations," The 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China, October 14-16, 2009.
- 2) Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics – 2nd Edition," Cambridge University Press 2006.
- 3) Liou, S. G.; Komerath, N. M.; McMahon, H. M., "Measurement of the Interaction Between a Rotor Tip Vortex and a Cylinder", AIAA Journal, Vol.28, No.6, June 1990.
- 4) Raymond E. Mineck and Susan Althoff Gorton, "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor", NASA/TM-2000-210286, June 2000.
- 5) A. Le Pape, J. Gatard, J. -C. Monnier, "Experimental Investigations of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction", J. AHS, April 2007.
- 6) Tanabe, Y., Saito, S., and Otani, I., "Numerical Simulations of Rotor/Fuselage Interactions Utilizing an All-Speed Scheme," 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, Seoul, Korea, October 19-20, 2009.

付表1 胴体形状データ表(1/3)

X=-0.6		X=-0.5		X=-0.4		X=-0.3		X=-0.2	
Y	Z	Y	Z	Y	Z	Y	Z	Y	Z
-0.1349	-0.4542	-0.1870	-0.4564	-0.2122	-0.4530	-0.2200	-0.4015	-0.2200	-0.3499
-0.1348	-0.4649	-0.1748	-0.5161	-0.2120	-0.4654	-0.2201	-0.4231	-0.2207	-0.4231
-0.1322	-0.4811	-0.1602	-0.5425	-0.2097	-0.4877	-0.2164	-0.4880	-0.2205	-0.4713
-0.1289	-0.4914	-0.1512	-0.5545	-0.1932	-0.5380	-0.2094	-0.5179	-0.2173	-0.4952
-0.1218	-0.5060	-0.1302	-0.5760	-0.1798	-0.5610	-0.2018	-0.5376	-0.2109	-0.5184
-0.1125	-0.5194	-0.1185	-0.5855	-0.1634	-0.5821	-0.1865	-0.5655	-0.2017	-0.5406
-0.1016	-0.5312	-0.0932	-0.6015	-0.1445	-0.6009	-0.1671	-0.5907	-0.1900	-0.5617
-0.0894	-0.5415	-0.0798	-0.6079	-0.1234	-0.6172	-0.1443	-0.6128	-0.1760	-0.5812
-0.0760	-0.5503	-0.0511	-0.6180	-0.1006	-0.6309	-0.1186	-0.6316	-0.1600	-0.5992
-0.0619	-0.5575	-0.0359	-0.6215	-0.0766	-0.6417	-0.0909	-0.6465	-0.1421	-0.6153
-0.0470	-0.5632	-0.0206	-0.6238	-0.0508	-0.6497	-0.0606	-0.6579	-0.1227	-0.6295
-0.0311	-0.5674	0.0258	-0.6231	-0.0245	-0.6545	-0.0293	-0.6646	-0.1037	-0.6408
-0.0201	-0.5693	0.0410	-0.6204	0.0021	-0.6560	0.0026	-0.6666	-0.0089	-0.6673
-0.0092	-0.5704	0.0556	-0.6168	0.0287	-0.6540	0.0345	-0.6637	0.0646	-0.6562
0.0073	-0.5705	0.0697	-0.6120	0.0549	-0.6486	0.0663	-0.6557	0.1069	-0.6381
0.0238	-0.5687	0.0835	-0.6062	0.0801	-0.6402	0.0950	-0.6443	0.1273	-0.6254
0.0396	-0.5653	0.0969	-0.5994	0.1043	-0.6289	0.1228	-0.6285	0.1463	-0.6107
0.0546	-0.5604	0.1098	-0.5916	0.1270	-0.6147	0.1481	-0.6092	0.1636	-0.5940
0.0693	-0.5539	0.1220	-0.5828	0.1477	-0.5979	0.1705	-0.5865	0.1791	-0.5757
0.0831	-0.5458	0.1335	-0.5731	0.1663	-0.5787	0.1894	-0.5608	0.1925	-0.5557
0.0960	-0.5362	0.1442	-0.5625	0.1822	-0.5575	0.2041	-0.5327	0.2035	-0.5343
0.1076	-0.5251	0.1540	-0.5510	0.1925	-0.5395	0.2139	-0.5032	0.2119	-0.5118
0.1178	-0.5124	0.1627	-0.5387	0.2020	-0.5177	0.2186	-0.4706	0.2174	-0.4887
0.1259	-0.4984	0.1768	-0.5116	0.2090	-0.4920	0.2193	-0.4386	0.2196	-0.4646
0.1316	-0.4831	0.1868	-0.4664	0.2115	-0.4744	0.2205	-0.4063	0.2198	-0.3914
0.1346	-0.4669	0.1744	-0.3926	0.2121	-0.4471	0.2218	-0.3743	0.2202	-0.3186
0.1346	-0.4503	0.1614	-0.3655	0.2107	-0.4209	0.2222	-0.3423	0.2206	-0.2464
0.1287	-0.4192	0.1533	-0.3528	0.2060	-0.3948	0.2202	-0.3103	0.2209	-0.2223
0.1229	-0.4042	0.1442	-0.3409	0.1980	-0.3696	0.2150	-0.2789	0.2219	-0.1981
0.1154	-0.3900	0.1341	-0.3297	0.1869	-0.3455	0.2071	-0.2486	0.2219	-0.1739
0.1063	-0.3768	0.1232	-0.3193	0.1728	-0.3231	0.1938	-0.2201	0.2194	-0.1499
0.0957	-0.3648	0.1115	-0.3098	0.1560	-0.3026	0.1748	-0.1948	0.2123	-0.1270
0.0837	-0.3541	0.0991	-0.3014	0.1367	-0.2843	0.1509	-0.1739	0.2004	-0.1062
0.0705	-0.3449	0.0860	-0.2939	0.1153	-0.2687	0.1232	-0.1584	0.1841	-0.0885
0.0562	-0.3373	0.0723	-0.2876	0.0922	-0.2558	0.0935	-0.1488	0.1643	-0.0750
0.0411	-0.3314	0.0580	-0.2822	0.0676	-0.2461	0.0615	-0.1435	0.1420	-0.0661
0.0254	-0.3274	0.0432	-0.2781	0.0505	-0.2413	0.0294	-0.1431	0.1185	-0.0624
0.0092	-0.3253	0.0281	-0.2752	0.0244	-0.2368	-0.0027	-0.1426	0.0942	-0.0624
-0.0072	-0.3252	-0.0331	-0.2759	0.0045	-0.2357	-0.0350	-0.1423	-0.0034	-0.0629
-0.0233	-0.3270	-0.0479	-0.2793	-0.0198	-0.2364	-0.0675	-0.1463	-0.0767	-0.0613
-0.0391	-0.3308	-0.0623	-0.2838	-0.0463	-0.2403	-0.0976	-0.1511	-0.1248	-0.0623
-0.0543	-0.3364	-0.0764	-0.2893	-0.0715	-0.2474	-0.1276	-0.1610	-0.1481	-0.0678
-0.0686	-0.3438	-0.0899	-0.2960	-0.0960	-0.2576	-0.1462	-0.1711	-0.1696	-0.0783
-0.0819	-0.3527	-0.1028	-0.3038	-0.1190	-0.2710	-0.1712	-0.1909	-0.1882	-0.0933
-0.0941	-0.3632	-0.1150	-0.3126	-0.1401	-0.2871	-0.1915	-0.2155	-0.2030	-0.1121
-0.1049	-0.3751	-0.1265	-0.3223	-0.1590	-0.3058	-0.2063	-0.2437	-0.2133	-0.1336
-0.1143	-0.3881	-0.1372	-0.3329	-0.1754	-0.3267	-0.2153	-0.2741	-0.2182	-0.1569
-0.1220	-0.4022	-0.1470	-0.3444	-0.1890	-0.3495	-0.2186	-0.2950	-0.2195	-0.1808
-0.1280	-0.4169	-0.1558	-0.3565	-0.1996	-0.3738	-0.2208	-0.3268	-0.2200	-0.2049
-0.1309	-0.4272	-0.1636	-0.3694	-0.2071	-0.3992	-0.2208	-0.3584	-0.2201	-0.2289
-0.1339	-0.4433	-0.1760	-0.3967	-0.2112	-0.4254	-0.2201	-0.3909	-0.2202	-0.2771
-0.1349	-0.4542	-0.1870	-0.4564	-0.2122	-0.4530	-0.2200	-0.4015	-0.2200	-0.3499

付表1 胴体形状データ表(2/3)

X=-0.1		X=0.0		X=0.1		X=0.2		X=0.3	
Y	Z	Y	Z	Y	Z	Y	Z	Y	Z
-0.2200	-0.3439	-0.2200	-0.3439	-0.2200	-0.3439	-0.2200	-0.3466	-0.2200	-0.3668
-0.2203	-0.4177	-0.2203	-0.4177	-0.2203	-0.4177	-0.2203	-0.4201	-0.2209	-0.4370
-0.2205	-0.4422	-0.2201	-0.4664	-0.2201	-0.4664	-0.2202	-0.4686	-0.2186	-0.4832
-0.2177	-0.4907	-0.2176	-0.4907	-0.2176	-0.4907	-0.2173	-0.4927	-0.2142	-0.5060
-0.2118	-0.5145	-0.2118	-0.5145	-0.2117	-0.5145	-0.2113	-0.5162	-0.2069	-0.5280
-0.2030	-0.5373	-0.2030	-0.5373	-0.2029	-0.5373	-0.2023	-0.5388	-0.1971	-0.5490
-0.1916	-0.5589	-0.1915	-0.5589	-0.1915	-0.5589	-0.1908	-0.5602	-0.1851	-0.5688
-0.1777	-0.5790	-0.1776	-0.5790	-0.1776	-0.5791	-0.1768	-0.5801	-0.1710	-0.5872
-0.1616	-0.5975	-0.1616	-0.5975	-0.1616	-0.5975	-0.1608	-0.5983	-0.1551	-0.6041
-0.1437	-0.6141	-0.1437	-0.6142	-0.1437	-0.6142	-0.1429	-0.6148	-0.1375	-0.6192
-0.1241	-0.6287	-0.1241	-0.6288	-0.1241	-0.6288	-0.1234	-0.6292	-0.1185	-0.6325
-0.1048	-0.6403	-0.1048	-0.6403	-0.1048	-0.6403	-0.1042	-0.6406	-0.0999	-0.6430
0.0152	-0.6670	0.0152	-0.6670	0.0152	-0.6670	0.0153	-0.6669	0.0147	-0.6671
0.1079	-0.6381	0.1079	-0.6382	0.1080	-0.6382	0.1076	-0.6383	0.1033	-0.6411
0.1286	-0.6251	0.1286	-0.6251	0.1287	-0.6252	0.1281	-0.6255	0.1233	-0.6292
0.1478	-0.6100	0.1478	-0.6100	0.1479	-0.6100	0.1472	-0.6105	0.1419	-0.6154
0.1653	-0.5928	0.1653	-0.5929	0.1654	-0.5929	0.1646	-0.5936	0.1591	-0.5998
0.1808	-0.5740	0.1809	-0.5740	0.1809	-0.5740	0.1802	-0.5749	0.1746	-0.5825
0.1941	-0.5534	0.1942	-0.5535	0.1942	-0.5535	0.1935	-0.5546	0.1882	-0.5637
0.2049	-0.5315	0.2050	-0.5315	0.2050	-0.5316	0.2044	-0.5329	0.1996	-0.5436
0.2130	-0.5084	0.2131	-0.5084	0.2131	-0.5085	0.2126	-0.5101	0.2087	-0.5222
0.2198	-0.4603	0.2198	-0.4604	0.2198	-0.4604	0.2198	-0.4624	0.2191	-0.4773
0.2198	-0.3866	0.2199	-0.3866	0.2199	-0.3867	0.2199	-0.3889	0.2199	-0.4072
0.2201	-0.3356	0.2200	-0.3356	0.2200	-0.3357	0.2200	-0.3381	0.2200	-0.3587
0.2203	-0.2886	0.2203	-0.2887	0.2202	-0.2887	0.2202	-0.2915	0.2202	-0.3141
0.2204	-0.2642	0.2204	-0.2642	0.2203	-0.2642	0.2203	-0.2671	0.2203	-0.2909
0.2205	-0.2397	0.2205	-0.2397	0.2204	-0.2397	0.2204	-0.2428	0.2207	-0.2677
0.2206	-0.2152	0.2205	-0.2152	0.2205	-0.2152	0.2204	-0.2185	0.2216	-0.2444
0.2206	-0.1907	0.2205	-0.1907	0.2205	-0.1907	0.2206	-0.1942	0.2210	-0.2211
0.2207	-0.1662	0.2207	-0.1662	0.2206	-0.1662	0.2211	-0.1698	0.2188	-0.1980
0.2196	-0.1417	0.2196	-0.1417	0.2196	-0.1418	0.2194	-0.1455	0.2136	-0.1755
0.2138	-0.1181	0.2138	-0.1181	0.2138	-0.1181	0.2129	-0.1222	0.2044	-0.1543
0.2026	-0.0964	0.2026	-0.0964	0.2026	-0.0965	0.2014	-0.1009	0.1916	-0.1350
0.1865	-0.0781	0.1865	-0.0781	0.1865	-0.0781	0.1853	-0.0829	0.1755	-0.1184
0.1665	-0.0643	0.1665	-0.0642	0.1665	-0.0642	0.1654	-0.0690	0.1567	-0.1049
0.1437	-0.0555	0.1437	-0.0555	0.1437	-0.0556	0.1429	-0.0601	0.1358	-0.0950
0.1198	-0.0524	0.1198	-0.0525	0.1198	-0.0525	0.1192	-0.0566	0.1136	-0.0893
0.0953	-0.0523	0.0953	-0.0523	0.0953	-0.0523	0.0948	-0.0564	0.0906	-0.0865
-0.0030	-0.0525	-0.0030	-0.0525	-0.0030	-0.0525	-0.0031	-0.0567	-0.0030	-0.0871
-0.1010	-0.0519	-0.1010	-0.0520	-0.1010	-0.0520	-0.1008	-0.0557	-0.0962	-0.0872
-0.1255	-0.0525	-0.1255	-0.0525	-0.1255	-0.0525	-0.1251	-0.0566	-0.1191	-0.0903
-0.1494	-0.0571	-0.1494	-0.0571	-0.1495	-0.0571	-0.1488	-0.0618	-0.1412	-0.0972
-0.1715	-0.0673	-0.1716	-0.0673	-0.1716	-0.0673	-0.1706	-0.0722	-0.1617	-0.1080
-0.1906	-0.0825	-0.1906	-0.0824	-0.1907	-0.0824	-0.1894	-0.0874	-0.1798	-0.1224
-0.2054	-0.1018	-0.2055	-0.1018	-0.2055	-0.1017	-0.2042	-0.1064	-0.1951	-0.1398
-0.2152	-0.1241	-0.2153	-0.1240	-0.2153	-0.1240	-0.2143	-0.1284	-0.2071	-0.1597
-0.2192	-0.1481	-0.2193	-0.1481	-0.2193	-0.1480	-0.2188	-0.1520	-0.2152	-0.1814
-0.2198	-0.1725	-0.2199	-0.1725	-0.2199	-0.1725	-0.2199	-0.1763	-0.2192	-0.2042
-0.2200	-0.1970	-0.2200	-0.1970	-0.2200	-0.1970	-0.2200	-0.2006	-0.2200	-0.2273
-0.2201	-0.2215	-0.2201	-0.2215	-0.2201	-0.2215	-0.2201	-0.2249	-0.2201	-0.2505
-0.2202	-0.2704	-0.2202	-0.2704	-0.2201	-0.2704	-0.2201	-0.2735	-0.2201	-0.2969
-0.2200	-0.3439	-0.2200	-0.3439	-0.2200	-0.3439	-0.2200	-0.3466	-0.2200	-0.3668

付表1 胴体形状データ表(3/3)

X=0.4		X=0.5		X=0.6		X=0.7		X=0.8	
Y	Z	Y	Z	Y	Z	Y	Z	Y	Z
-0.2167	-0.3967	-0.2065	-0.4216	-0.1874	-0.4308	-0.1584	-0.4299	-0.1107	-0.4268
-0.2167	-0.4177	-0.2052	-0.4474	-0.1854	-0.4472	-0.1566	-0.4439	-0.1051	-0.4564
-0.2165	-0.4492	-0.2021	-0.4678	-0.1805	-0.4715	-0.1524	-0.4649	-0.1005	-0.4707
-0.2136	-0.4808	-0.1952	-0.4950	-0.1733	-0.4953	-0.1462	-0.4853	-0.0950	-0.4837
-0.2059	-0.5117	-0.1855	-0.5212	-0.1639	-0.5181	-0.1383	-0.5048	-0.0900	-0.4934
-0.1937	-0.5411	-0.1727	-0.5461	-0.1522	-0.5399	-0.1286	-0.5234	-0.0820	-0.5062
-0.1774	-0.5683	-0.1572	-0.5695	-0.1383	-0.5605	-0.1170	-0.5411	-0.0727	-0.5180
-0.1575	-0.5930	-0.1390	-0.5909	-0.1223	-0.5794	-0.1036	-0.5574	-0.0622	-0.5288
-0.1424	-0.6078	-0.1184	-0.6100	-0.1042	-0.5964	-0.0884	-0.5721	-0.0505	-0.5382
-0.1174	-0.6273	-0.0956	-0.6262	-0.0842	-0.6110	-0.0717	-0.5847	-0.0376	-0.5458
-0.0899	-0.6431	-0.0708	-0.6392	-0.0625	-0.6228	-0.0532	-0.5950	-0.0235	-0.5514
-0.0604	-0.6548	-0.0445	-0.6484	-0.0390	-0.6313	-0.0332	-0.6026	-0.0088	-0.5545
-0.0400	-0.6600	-0.0257	-0.6524	-0.0145	-0.6360	-0.0122	-0.6067	0.0063	-0.5547
-0.0085	-0.6639	-0.0031	-0.6543	0.0105	-0.6363	0.0091	-0.6070	0.0212	-0.5521
0.0232	-0.6627	0.0211	-0.6530	0.0351	-0.6323	0.0303	-0.6034	0.0352	-0.5469
0.0543	-0.6565	0.0487	-0.6472	0.0587	-0.6244	0.0502	-0.5964	0.0483	-0.5396
0.0842	-0.6456	0.0749	-0.6373	0.0807	-0.6132	0.0687	-0.5866	0.0603	-0.5305
0.1123	-0.6307	0.0995	-0.6238	0.1010	-0.5990	0.0859	-0.5742	0.0710	-0.5199
0.1379	-0.6118	0.1220	-0.6070	0.1195	-0.5824	0.1013	-0.5598	0.0805	-0.5082
0.1607	-0.5895	0.1422	-0.5875	0.1358	-0.5637	0.1150	-0.5437	0.0887	-0.4956
0.1802	-0.5642	0.1600	-0.5658	0.1500	-0.5435	0.1268	-0.5263	0.0956	-0.4824
0.1959	-0.5364	0.1750	-0.5422	0.1620	-0.5219	0.1368	-0.5080	0.0995	-0.4731
0.2075	-0.5065	0.1873	-0.5170	0.1716	-0.4998	0.1452	-0.4883	0.1044	-0.4588
0.2145	-0.4752	0.1938	-0.4995	0.1772	-0.4833	0.1516	-0.4679	0.1080	-0.4442
0.2166	-0.4431	0.2012	-0.4722	0.1833	-0.4591	0.1561	-0.4470	0.1104	-0.4292
0.2166	-0.4112	0.2047	-0.4507	0.1862	-0.4414	0.1587	-0.4257	0.1112	-0.4193
0.2166	-0.3793	0.2064	-0.4255	0.1881	-0.4178	0.1591	-0.4048	0.1114	-0.4105
0.2166	-0.3473	0.2065	-0.3974	0.1875	-0.3931	0.1571	-0.3838	0.1109	-0.3993
0.2166	-0.3154	0.2060	-0.3693	0.1837	-0.3686	0.1523	-0.3633	0.1085	-0.3845
0.2152	-0.2836	0.2023	-0.3415	0.1767	-0.3449	0.1448	-0.3436	0.1041	-0.3701
0.2086	-0.2531	0.1947	-0.3146	0.1666	-0.3223	0.1347	-0.3250	0.0978	-0.3564
0.1964	-0.2242	0.1833	-0.2891	0.1536	-0.3011	0.1223	-0.3079	0.0896	-0.3437
0.1789	-0.1980	0.1683	-0.2655	0.1380	-0.2819	0.1077	-0.2927	0.0799	-0.3323
0.1567	-0.1755	0.1501	-0.2443	0.1200	-0.2649	0.0913	-0.2795	0.0687	-0.3222
0.1307	-0.1575	0.1291	-0.2259	0.1000	-0.2505	0.0733	-0.2686	0.0563	-0.3138
0.1017	-0.1449	0.1057	-0.2107	0.0782	-0.2389	0.0539	-0.2601	0.0430	-0.3072
0.0709	-0.1377	0.0804	-0.1991	0.0551	-0.2301	0.0333	-0.2543	0.0334	-0.3037
0.0392	-0.1360	0.0535	-0.1911	0.0322	-0.2246	0.0122	-0.2512	0.0187	-0.3002
0.0074	-0.1360	0.0257	-0.1871	0.0226	-0.2231	-0.0091	-0.2510	0.0038	-0.2986
-0.0243	-0.1360	-0.0023	-0.1865	-0.0022	-0.2218	-0.0305	-0.2537	-0.0113	-0.2991
-0.0561	-0.1364	-0.0304	-0.1875	-0.0269	-0.2237	-0.0508	-0.2591	-0.0213	-0.3006
-0.0874	-0.1408	-0.0580	-0.1921	-0.0512	-0.2289	-0.0702	-0.2671	-0.0357	-0.3044
-0.1174	-0.1508	-0.0845	-0.2006	-0.0744	-0.2371	-0.0885	-0.2776	-0.0496	-0.3102
-0.1450	-0.1665	-0.1096	-0.2129	-0.0965	-0.2483	-0.1052	-0.2904	-0.0626	-0.3178
-0.1691	-0.1870	-0.1327	-0.2287	-0.1168	-0.2624	-0.1201	-0.3054	-0.0745	-0.3270
-0.1888	-0.2116	-0.1534	-0.2476	-0.1352	-0.2790	-0.1329	-0.3222	-0.0850	-0.3378
-0.2036	-0.2393	-0.1711	-0.2693	-0.1512	-0.2979	-0.1434	-0.3406	-0.0939	-0.3499
-0.2129	-0.2692	-0.1855	-0.2933	-0.1646	-0.3187	-0.1513	-0.3601	-0.1011	-0.3631
-0.2165	-0.3006	-0.1963	-0.3191	-0.1752	-0.3411	-0.1565	-0.3805	-0.1065	-0.3772
-0.2167	-0.3331	-0.2033	-0.3462	-0.1827	-0.3647	-0.1590	-0.4014	-0.1094	-0.3889
-0.2167	-0.3650	-0.2062	-0.3742	-0.1870	-0.3892	-0.1589	-0.4229	-0.1113	-0.4168
-0.2167	-0.3967	-0.2065	-0.4216	-0.1874	-0.4308	-0.1584	-0.4299	-0.1107	-0.4268

付表 2 JMIRTS 試験条件

試験名	実施日	風洞諸量						ロケット諸量						
		V_∞	T	ρ	a	M_∞	μ	M_{TTP}	α_S	C_T	θ_0	θ_{Ic}	θ_{Is}	N
		m/s	°C	kg/m ³	m/s				deg		deg	deg	deg	rpm
ハブ抵抗、胴体圧力計測試験	08.11/05	30・60	16.5	1.23	341	0.09・0.18	0.29	0.3~0.6	0	-				1000・1950
ハブ抵抗、胴体圧力計測試験	08.11/05	30・60	17.8	1.22	341	0.09・0.18	0.29	0.3~0.6	-2	-				1000・1950
試運転、ホバリング性能試験	08.11/06	0	15.4	1.22	340	0	0	0~0.56	0		4~18	0	0	600~1800
ホバリング性能&応答試験	08.11/06	0	15.4	1.22	340	0	0	0~0.3	0		6~18	-2~-2	-2~-2	1000
前進飛行試験	08.11/06	5~30	17	1.21	341	0~0.09	0.05~0.29	0.31	-2	0.003				1000
前進飛行試験	08.11/06	5~30	17	1.21	341	0~0.09	0.05~0.29	0.31	-2	0.005				1000
前進飛行試験	08.11/06	5~30	17	1.21	341	0~0.09	0.05~0.29	0.31	-2	0.0064				1000
前進飛行応答試験	08.11/06	15	17	1.21	341	0~0.09	0.14	0.31	-2	0.005			-2~-2	1000
ホバリング性能&応答試験	08.11/07	0	17.2	1.20	342	0	0	0~0.56	0		6~14	-2~-2	-2~-2	1800
前進飛行試験	08.11/07	5~55	17.2	1.20	342	0~0.16	0.05~0.29	0.56	-2	0.003				1800
前進飛行試験	08.11/07	5~55	17.2	1.20	342	0~0.16	0.05~0.29	0.56	-2	0.005				1800
前進飛行応答試験	08.11/07	25	17.2	1.20	342	0~0.16	0.13	0.56	-2	0.003			-2~-2	1800
BVI条件試験	08.11/07	12~20	17.2	1.20	342	0~0.16	0.11~0.19	0.31	4	0.008				1000
BVI条件試験	08.11/07	12~20	17.2	1.20	342	0~0.16	0.11~0.19	0.31	4	0.0064				1000
ハブ抵抗、胴体圧力計測試験	08.11/12	10~30	14	1.23	339	0~0.08	0.09~0.28	0.31	4	-				1000

付表3.1 ロータ性能試験($M_{tip}=0.188$) 平均データ表

Test condition								
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188	0.188
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0
C_T	-0.0004	-0.0002	0.0003	0.0014	0.0028	0.0046	0.0064	0.0076
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)								
Pf1	0.000	-0.001	-0.008	-0.006	-0.039	-0.012	-0.044	-0.049
Pf2	-0.001	-0.003	-0.002	0.007	0.012	0.016	0.014	0.022
Pf3	-0.001	-0.003	-0.002	0.003	0.005	0.004	0.001	0.004
Pf4	-0.010	-0.009	-0.009	-0.005	0.001	0.000	-0.002	-0.001
Pf5	0.000	-0.001	-0.007	-0.010	-0.021	-0.003	-0.009	-0.017
Pf6	-0.005	-0.006	-0.008	-0.011	-0.019	-0.007	-0.011	-0.018
Pf7	-0.007	-0.008	-0.005	-0.003	-0.004	-0.001	-0.002	-0.004
Pf8	-0.011	-0.012	-0.009	-0.005	0.003	-0.001	0.000	0.003
Pf9	-0.007	-0.009	-0.006	-0.004	0.005	-0.002	0.001	0.002
Pf10	-0.004	-0.007	-0.006	-0.006	-0.007	-0.007	-0.004	-0.010
Pf11	-0.008	-0.008	0.001	0.006	0.008	0.008	0.009	0.014
Pf12	-0.003	-0.003	0.007	0.016	0.022	0.028	0.031	0.048
Pf13	-0.001	-0.003	0.002	0.013	0.021	0.031	0.037	0.055
Pf14	0.000	-0.001	-0.003	0.007	0.018	0.029	0.035	0.047
Pf15	0.000	-0.001	-0.006	-0.011	-0.023	-0.032	-0.049	-0.062
Average 6 components balance								
C_X	-3.6E-06	-1.5E-05	-1.4E-05	-6.7E-05	-9.6E-05	-1.9E-04	-1.8E-04	-3.9E-04
C_Y	-7.7E-05	-8.0E-05	-9.0E-05	-8.4E-05	-1.0E-04	-7.2E-05	-1.4E-04	-1.9E-04
C_{MX}	3.9E-05	3.3E-05	2.0E-05	4.8E-05	2.0E-05	5.5E-05	2.4E-07	5.2E-05
C_{MY}	-1.3E-05	-2.6E-06	9.4E-06	-1.5E-05	4.5E-05	2.3E-05	1.5E-04	-8.9E-05
C_Q	1.1E-04	9.5E-05	1.0E-04	1.4E-04	2.3E-04	4.0E-04	5.6E-04	7.6E-04
Blade angle								
θ_0	5.43	6.62	8.47	10.55	12.73	14.92	17.00	18.88
θ_{1C}	0.08	-0.01	0.03	-0.03	-0.03	-0.08	-0.32	0.59
θ_{1S}	-0.06	-0.04	-0.06	-0.03	-0.08	-0.01	0.17	-0.10
β_0	-0.01	-0.01	0.04	0.33	0.66	0.99	1.27	1.52
β_{1C}	0.00	-0.01	0.04	-0.02	-0.03	0.01	-0.09	0.07
β_{1S}	-0.08	-0.06	-0.09	-0.05	-0.12	-0.09	-0.06	0.18
ζ_0	-2.11	-2.15	-2.21	-2.14	-2.06	-2.09	-2.09	-2.13
ζ_{1C}	0.00	-0.02	0.04	-0.04	-0.04	-0.02	-0.10	-0.06
ζ_{1S}	-0.08	-0.05	-0.09	-0.04	-0.12	-0.08	-0.06	-0.03

付表3.2 ロータ性能試験($M_{tip}=0.314$) 平均データ表

Test condition							
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.314	0.314	0.314	0.314	0.314	0.314	0.314
α_s	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0
C_T	0.0001	0.0004	0.0014	0.0030	0.0046	0.0065	0.0083
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)							
Pf 1	-0.009	-0.022	-0.036	-0.104	-0.128	-0.142	-0.147
Pf 2	-0.016	-0.010	0.001	0.036	0.042	0.079	0.086
Pf 3	-0.026	-0.017	-0.008	0.016	0.022	0.039	0.043
Pf 4	-0.036	-0.026	-0.017	0.008	0.022	0.027	0.012
Pf 5	-0.014	-0.031	-0.021	-0.045	-0.040	-0.051	-0.047
Pf 6	-0.033	-0.035	-0.026	-0.034	-0.026	-0.034	-0.025
Pf 7	-0.030	-0.018	-0.010	0.003	0.010	0.010	0.018
Pf 8	-0.029	-0.017	-0.007	0.012	0.028	0.030	0.022
Pf 9	-0.022	-0.014	-0.003	0.011	0.027	0.024	0.022
Pf 10	-0.020	-0.019	-0.009	-0.010	-0.001	-0.004	0.008
Pf 11	-0.019	-0.003	0.009	0.027	0.041	0.054	0.064
Pf 12	0.000	0.015	0.031	0.055	0.079	0.099	0.115
Pf 13	-0.007	0.003	0.023	0.057	0.090	0.116	0.142
Pf 14	-0.015	-0.014	0.006	0.041	0.076	0.113	0.143
Pf 15	-0.012	-0.018	-0.038	-0.062	-0.093	-0.134	-0.155
Average 6 components balance							
C_X	2.6E-06	-4.1E-06	-3.5E-05	-8.7E-05	-1.4E-04	-2.1E-04	-3.1E-04
C_Y	-6.8E-05	-8.2E-05	-9.3E-05	-1.0E-04	-1.4E-04	-2.0E-04	-2.9E-04
C_{MX}	1.2E-05	-2.4E-06	-2.3E-05	-2.1E-05	-9.8E-06	-8.0E-06	-1.8E-05
C_{MY}	-4.4E-06	-7.4E-06	-1.0E-06	9.6E-06	3.8E-05	5.5E-05	1.3E-05
C_Q	8.9E-05	9.3E-05	1.3E-04	2.4E-04	3.6E-04	5.6E-04	7.5E-04
Blade angle							
θ_0	7.12	8.22	10.19	12.59	14.45	16.74	18.65
θ_{1C}	0.11	0.02	0.05	0.07	0.28	0.30	0.38
θ_{1S}	0.20	0.31	0.33	0.26	0.17	0.13	0.13
β_0	0.01	0.04	0.29	0.46	0.68	1.14	1.40
β_{1C}	0.02	-0.02	0.02	0.05	0.03	0.06	0.04
β_{1S}	-0.03	-0.01	0.02	-0.05	0.03	-0.02	0.11
ζ_0	-1.78	-1.82	-1.80	-1.93	-1.97	-1.79	-2.00
ζ_{1C}	0.02	-0.03	0.02	0.05	0.02	0.07	0.04
ζ_{1S}	-0.02	0.00	0.02	-0.06	0.03	-0.04	0.05

付表3.3 ロータ性能試験($M_{tip}=0.417$) 平均データ表

Test condition						
M_{∞}	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.471	0.471	0.471	0.471	0.471	0.471
α_s	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0
C_T	0.0000	0.0004	0.0017	0.0029	0.0045	0.0064
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)						
Pf1	-0.010	-0.051	-0.084	-0.207	-0.317	-0.316
Pf2	-0.023	-0.008	0.029	0.093	0.147	0.113
Pf3	-0.031	-0.011	0.024	0.073	0.111	0.087
Pf4	-0.060	-0.029	-0.005	0.039	0.075	0.063
Pf5	-0.023	-0.057	-0.054	-0.127	-0.152	-0.157
Pf6	-0.052	-0.047	-0.035	-0.074	-0.075	-0.086
Pf7	-0.048	-0.017	0.013	0.016	0.034	0.025
Pf8	-0.050	-0.019	0.005	0.055	0.092	0.081
Pf9	-0.039	-0.010	0.010	0.059	0.079	0.091
Pf10	-0.033	-0.025	-0.004	0.016	0.009	0.053
Pf11	-0.027	0.008	0.065	0.087	0.112	0.143
Pf12	-0.004	0.030	0.093	0.124	0.172	0.227
Pf13	-0.013	0.012	0.083	0.127	0.197	0.264
Pf14	-0.023	-0.021	0.048	0.102	0.168	0.238
Pf15	-0.011	-0.031	-0.074	-0.127	-0.226	-0.297
Average 6 components balance						
C_X	-3.6E-06	1.8E-06	-4.3E-05	-6.0E-05	-1.3E-04	-2.4E-04
C_Y	-6.3E-05	-5.7E-05	-9.1E-05	-1.1E-04	-1.1E-04	-2.3E-04
C_{MX}	3.5E-06	2.5E-06	-2.6E-05	-1.9E-05	2.5E-06	-9.1E-06
C_{MY}	-3.3E-06	3.3E-05	6.4E-06	9.0E-05	5.7E-05	1.7E-05
C_Q	9.1E-05	9.6E-05	1.5E-04	2.2E-04	3.6E-04	5.3E-04
Blade angle						
θ_0	6.76	8.15	10.40	12.15	14.27	16.08
θ_{1C}	-0.10	-0.13	0.02	-0.03	0.16	0.30
θ_{1S}	0.11	0.21	0.07	0.08	-0.04	-0.09
β_0	0.05	0.04	0.38	0.51	0.71	0.74
β_{1C}	0.01	-0.01	0.03	-0.07	-0.13	-0.07
β_{1S}	-0.09	-0.13	-0.13	-0.05	-0.06	0.00
ζ_0	-1.76	-1.80	-1.50	-1.56	-1.67	-2.48
ζ_{1C}	0.00	0.00	0.03	-0.06	-0.16	-0.07
ζ_{1S}	-0.10	-0.14	-0.16	-0.06	-0.08	-0.07

付表3.4 ロータ性能試験($M_{tip}=0.565$) 平均データ表

Test condition									
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565	0.565
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0	0
C_T	0.0000	0.0001	0.0003	0.0009	0.0017	0.0021	0.0030	0.0039	0.0048
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)									
Pf 1	-0.011	-0.038	-0.070	-0.121	-0.178	-0.235	-0.222	-0.245	-0.458
Pf 2	-0.029	-0.022	-0.003	0.029	0.070	0.095	0.093	0.134	0.200
Pf 3	-0.041	-0.022	0.001	0.024	0.067	0.082	0.086	0.100	0.141
Pf 4	-0.073	-0.063	-0.037	-0.028	0.026	0.028	0.046	0.037	0.057
Pf 5	-0.020	-0.088	-0.097	-0.095	-0.114	-0.159	-0.064	-0.124	-0.212
Pf 6	-0.056	-0.081	-0.074	-0.062	-0.063	-0.090	-0.015	-0.060	-0.112
Pf 7	-0.063	-0.042	-0.019	0.007	0.018	0.017	0.063	0.035	0.030
Pf 8	-0.067	-0.050	-0.019	-0.001	0.045	0.049	0.057	0.050	0.093
Pf 9	-0.050	-0.036	-0.007	0.004	0.062	0.061	0.061	0.061	0.108
Pf 10	-0.035	-0.036	-0.019	-0.011	0.028	0.012	0.019	0.037	0.071
Pf 11	-0.040	-0.021	0.031	0.067	0.098	0.125	0.137	0.166	0.169
Pf 12	-0.014	0.004	0.050	0.093	0.107	0.167	0.189	0.235	0.238
Pf 13	-0.026	-0.014	0.021	0.072	0.103	0.150	0.195	0.246	0.270
Pf 14	-0.038	-0.036	-0.028	0.028	0.065	0.109	0.157	0.224	0.244
Pf 15	-0.012	-0.028	-0.042	-0.061	-0.110	-0.147	-0.186	-0.221	-0.345
Average 6 components balance									
C_X	4.5E-06	-3.2E-06	-4.9E-06	-2.4E-05	-2.5E-05	-5.4E-05	-9.8E-05	-1.3E-04	-1.3E-04
C_Y	-5.0E-05	-5.3E-05	-6.1E-05	-5.0E-05	-7.2E-05	-6.9E-05	-5.7E-05	-1.2E-04	-1.6E-04
C_{MX}	1.5E-05	1.3E-05	-7.5E-07	7.0E-06	-5.0E-06	-5.5E-08	1.4E-05	-1.3E-05	-7.8E-06
C_{MY}	6.4E-06	-8.2E-06	-3.5E-06	-5.4E-06	4.5E-05	1.1E-05	-1.2E-05	-1.1E-06	1.0E-04
C_Q	9.3E-05	9.3E-05	9.6E-05	1.2E-04	1.5E-04	1.7E-04	2.3E-04	2.9E-04	3.7E-04
Blade angle									
θ_0	6.14	6.77	7.61	8.47	9.69	10.59	11.78	12.81	13.75
θ_{1C}	-0.06	-0.01	-0.02	0.02	0.06	0.19	-0.05	0.18	0.28
θ_{1S}	0.14	0.20	0.19	-0.10	0.13	0.13	-0.26	0.23	0.10
β_0	0.20	0.16	0.04	0.05	0.33	0.46	0.89	0.96	0.94
β_{1C}	-0.05	0.04	0.02	-0.06	0.05	0.19	0.00	0.18	0.13
β_{1S}	0.06	0.01	0.02	0.00	0.11	0.17	-0.25	0.26	0.14
ζ_0	-1.92	-1.97	-2.12	-2.10	-1.90	-1.84	-1.56	-1.75	-2.18
ζ_{1C}	-0.06	0.05	0.03	-0.06	0.08	0.22	0.01	0.21	0.18
ζ_{1S}	0.07	0.02	0.02	0.00	0.12	0.20	-0.29	0.29	0.17

付表4.1 ホバリング性能試験($M_{tip}=0.315$) 平均データ表 (1/2)

Test condition						
M_{∞}	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315
α_s	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0
C_T	0.0000	0.0001	0.0005	0.0010	0.0017	0.0022
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)						
Pf1	-0.001	-0.011	-0.024	-0.041	-0.055	-0.079
Pf2	-0.006	-0.008	-0.003	0.004	0.018	0.021
Pf3	-0.006	-0.008	-0.006	-0.005	0.005	0.006
Pf4	-0.021	-0.023	-0.019	-0.020	-0.015	-0.004
Pf5	-0.006	-0.024	-0.032	-0.031	-0.032	-0.046
Pf6	-0.017	-0.030	-0.031	-0.033	-0.033	-0.044
Pf7	-0.016	-0.014	-0.010	-0.006	0.002	-0.001
Pf8	-0.028	-0.030	-0.029	-0.030	-0.028	-0.019
Pf9	-0.018	-0.018	-0.013	-0.014	-0.011	-0.002
Pf10	-0.009	-0.011	-0.008	-0.007	-0.008	-0.011
Pf11	-0.009	-0.003	0.008	0.008	0.016	0.020
Pf12	-0.003	0.008	0.022	0.028	0.039	0.053
Pf13	-0.005	0.000	0.011	0.017	0.030	0.048
Pf14	-0.009	-0.009	-0.003	0.003	0.013	0.030
Pf15	-0.001	-0.009	-0.014	-0.027	-0.041	-0.048
Average 6 components balance						
C_X	-1.78E-05	-2.77E-05	-3.47E-05	-6.05E-05	-9.39E-05	-1.07E-04
C_Y	-4.55E-05	-5.26E-05	-5.83E-05	-3.47E-05	3.46E-06	-1.72E-05
C_{MX}	7.03E-06	-5.71E-06	-1.21E-05	9.85E-06	4.21E-05	1.75E-05
C_{MY}	3.44E-05	6.97E-06	1.13E-05	1.34E-05	4.67E-05	2.09E-05
C_Q	8.92E-05	8.90E-05	9.75E-05	1.16E-04	1.60E-04	1.88E-04
Blade angle						
θ_0	6.9	7.7	8.6	9.5	10.8	11.6
θ_{1C}	-0.02	0.05	0.04	0.02	0.03	0.03
θ_{1S}	-0.03	-0.14	-0.14	-0.10	-0.12	-0.04
β_0	0.24	0.16	0.20	0.29	0.38	0.43
β_{1C}	-0.05	0.02	0.01	0.00	0.00	0.01
β_{1S}	-0.03	-0.10	-0.10	-0.07	-0.09	0.02
ζ_0	-1.29	-1.39	-1.43	-1.48	-1.53	-1.59
ζ_{1C}	-0.06	0.01	0.00	-0.01	-0.02	-0.01
ζ_{1S}	-0.01	-0.10	-0.11	-0.06	-0.07	0.04

付表4.1 ホバリング性能試験($M_{tip}=0.315$) 平均データ表 (2/2)

Test condition							
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315
α_s	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0
C_T	0.0029	0.0036	0.0048	0.0057	0.0066	0.0070	0.0079
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)							
Pf 1	-0.062	-0.118	-0.087	-0.141	-0.139	-0.120	-0.154
Pf 2	0.024	0.043	0.048	0.059	0.038	0.048	0.057
Pf 3	0.001	0.012	0.010	0.019	-0.001	0.002	0.015
Pf 4	-0.018	-0.001	-0.009	0.004	-0.019	-0.007	-0.003
Pf 5	-0.046	-0.069	-0.051	-0.069	-0.074	-0.035	-0.048
Pf 6	-0.050	-0.062	-0.052	-0.065	-0.071	-0.037	-0.040
Pf 7	-0.007	-0.006	-0.001	-0.003	-0.015	0.004	0.008
Pf 8	-0.029	-0.014	-0.022	-0.012	-0.026	-0.030	-0.021
Pf 9	-0.006	0.001	0.000	0.015	0.006	-0.009	-0.005
Pf 10	-0.003	-0.007	0.001	0.022	0.022	-0.002	-0.008
Pf 11	0.030	0.027	0.037	0.024	0.034	0.026	0.045
Pf 12	0.065	0.072	0.086	0.073	0.087	0.081	0.110
Pf 13	0.060	0.077	0.094	0.093	0.102	0.102	0.132
Pf 14	0.039	0.059	0.072	0.087	0.095	0.100	0.127
Pf 15	-0.061	-0.072	-0.098	-0.123	-0.160	-0.185	-0.190
Average 6 components balance							
C_X	-1.20E-04	-1.59E-04	-2.00E-04	-2.06E-04	-2.70E-04	-3.77E-04	-4.41E-04
C_Y	-7.81E-05	-2.25E-05	-7.77E-05	-7.82E-05	-1.52E-04	-3.28E-05	-1.23E-04
C_{MX}	-2.14E-05	2.87E-05	-1.30E-05	1.29E-05	-1.49E-05	5.90E-05	4.19E-05
C_{MY}	2.82E-05	3.84E-05	2.38E-05	1.24E-04	9.33E-05	-2.82E-05	-8.40E-05
C_Q	2.20E-04	2.87E-04	3.81E-04	4.77E-04	5.77E-04	6.53E-04	7.48E-04
Blade angle							
θ_0	12.4	13.5	14.7	15.8	16.9	17.5	18.5
θ_{1C}	0.01	-0.01	0.05	0.02	0.31	0.54	0.65
θ_{1S}	-0.13	-0.12	-0.03	-0.14	-0.30	-0.44	-0.42
β_0	0.59	0.73	0.82	0.97	0.97	1.02	1.31
β_{1C}	-0.02	-0.03	0.05	-0.01	0.07	0.21	0.12
β_{1S}	-0.07	-0.08	0.06	-0.09	-0.03	0.09	0.18
ζ_0	-1.52	-1.52	-1.62	-1.61	-1.83	-2.26	-2.51
ζ_{1C}	-0.04	-0.06	0.03	-0.02	0.07	0.03	0.00
ζ_{1S}	-0.07	-0.07	0.07	-0.09	-0.04	-0.01	-0.03

付表4.2 ホバリング性能試験($M_{tip}=0.562$) 平均データ表

Test condition									
M_{∞}	0	0	0	0	0	0	0	0	0
M_{tip}	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562
α_s	0	0	0	0	0	0	0	0	0
μ	0	0	0	0	0	0	0	0	0
C_T	-0.0001	0.0001	0.0003	0.0008	0.0016	0.0023	0.0028	0.0037	0.0047
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)									
Pf 1	-0.005	-0.037	-0.065	-0.113	-0.148	-0.242	-0.222	-0.317	-0.300
Pf 2	-0.017	-0.014	0.014	0.037	0.050	0.096	0.091	0.162	0.158
Pf 3	-0.020	-0.005	0.018	0.033	0.044	0.074	0.071	0.100	0.102
Pf 4	-0.059	-0.047	-0.029	-0.013	0.015	0.031	0.019	0.042	0.057
Pf 5	-0.020	-0.079	-0.103	-0.072	-0.068	-0.153	-0.128	-0.155	-0.129
Pf 6	-0.049	-0.073	-0.077	-0.051	-0.041	-0.097	-0.072	-0.102	-0.067
Pf 7	-0.043	-0.025	-0.009	0.013	0.038	0.022	0.034	0.035	0.060
Pf 8	-0.061	-0.043	-0.021	-0.005	0.023	0.043	0.026	0.057	0.063
Pf 9	-0.044	-0.031	-0.006	0.006	0.022	0.054	0.036	0.065	0.064
Pf 10	-0.023	-0.030	-0.008	0.000	-0.002	0.023	0.021	0.034	0.025
Pf 11	-0.028	0.009	0.039	0.063	0.101	0.133	0.133	0.153	0.199
Pf 12	-0.011	0.022	0.045	0.081	0.138	0.154	0.167	0.202	0.290
Pf 13	-0.017	0.005	0.020	0.063	0.122	0.138	0.162	0.213	0.307
Pf 14	-0.026	-0.023	-0.022	0.020	0.072	0.090	0.113	0.175	0.275
Pf 15	-0.006	-0.023	-0.038	-0.047	-0.081	-0.134	-0.205	-0.249	-0.274
Average 6 components balance									
C_X	-9.7E-06	-1.3E-05	-1.7E-05	-3.3E-05	-5.3E-05	-5.9E-05	-8.4E-05	-1.2E-04	-1.8E-04
C_Y	-2.0E-05	-2.6E-05	-3.1E-05	-7.7E-06	-8.2E-06	-3.1E-05	-2.8E-05	-5.9E-05	-7.1E-05
C_{MX}	9.5E-06	-1.1E-06	-5.7E-06	9.9E-06	5.7E-06	2.1E-06	8.7E-06	-4.0E-06	-5.5E-06
C_{MY}	2.9E-05	2.2E-05	2.8E-05	2.6E-05	2.8E-05	5.7E-05	4.3E-05	4.6E-05	-3.3E-06
C_Q	1.0E-04	9.8E-05	1.0E-04	1.2E-04	1.5E-04	1.9E-04	2.3E-04	2.9E-04	3.8E-04
Blade angle									
θ_0	5.78	6.79	7.53	8.31	9.50	10.70	11.42	12.68	13.79
θ_{1C}	-0.02	-0.10	-0.10	-0.06	0.01	0.04	-0.08	-0.01	0.04
θ_{1S}	-0.11	-0.14	-0.13	-0.16	-0.15	0.01	0.07	-0.06	-0.14
β_0	-0.08	0.03	0.04	0.08	0.17	0.52	0.52	0.90	0.98
β_{1C}	0.14	0.09	0.09	0.13	0.24	0.20	-0.23	0.14	0.21
β_{1S}	-0.10	-0.13	-0.12	-0.18	-0.17	0.06	0.03	0.00	-0.14
ζ_0	-2.32	-2.19	-2.20	-2.20	-2.04	-1.72	-1.81	-1.58	-1.97
ζ_{1C}	0.18	0.11	0.11	0.16	0.29	0.23	-0.27	0.16	0.24
ζ_{1S}	-0.10	-0.15	-0.13	-0.19	-0.17	0.09	0.02	0.01	-0.17

付表5.1 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.315$, $C_T=0.0029$) 平均データ表 (1/2)

Test condition							
M_∞	0.000	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073	0.088
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.314	0.314
α_S	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0.00	0.05	0.09	0.14	0.19	0.23	0.28
C_T	0.0029	0.0028	0.0028	0.0028	0.0028	0.0029	0.0028
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)							
Pf 1	-0.081	0.015	0.076	0.181	0.329	0.517	0.745
Pf 2	0.032	0.005	0.021	0.045	0.075	0.111	0.153
Pf 3	0.028	-0.002	0.037	0.104	0.195	0.311	0.451
Pf 4	0.019	0.023	0.018	0.019	-0.011	-0.064	-0.136
Pf 5	-0.057	-0.073	-0.119	-0.278	-0.506	-0.798	-1.148
Pf 6	-0.039	-0.044	-0.103	-0.201	-0.357	-0.562	-0.801
Pf 7	0.008	0.013	-0.022	-0.063	-0.146	-0.264	-0.403
Pf 8	0.020	0.025	0.010	-0.002	-0.044	-0.114	-0.200
Pf 9	0.029	0.018	-0.025	-0.101	-0.212	-0.371	-0.564
Pf 10	0.018	-0.022	-0.071	-0.201	-0.381	-0.624	-0.920
Pf 11	0.040	-0.026	-0.052	-0.100	-0.156	-0.230	-0.324
Pf 12	0.059	0.014	-0.015	-0.060	-0.115	-0.194	-0.278
Pf 13	0.062	0.022	-0.011	-0.045	-0.085	-0.130	-0.181
Pf 14	0.050	0.000	-0.015	-0.027	-0.046	-0.063	-0.087
Pf 15	-0.055	-0.020	-0.013	-0.015	-0.030	-0.058	-0.074
Average 6 components balance							
C_X	-1.14E-04	-5.35E-05	9.17E-06	8.79E-05	1.97E-04	3.35E-04	4.98E-04
C_Y	-2.69E-05	-1.34E-04	-1.54E-04	-1.43E-04	-1.73E-04	-1.97E-04	-2.42E-04
C_{MX}	2.10E-05	3.85E-05	2.01E-06	6.37E-06	3.44E-06	7.11E-06	3.79E-06
C_{MY}	1.89E-05	-3.06E-05	6.19E-06	2.66E-06	-1.44E-05	1.18E-05	8.06E-06
C_Q	2.36E-04	1.96E-04	1.53E-04	1.40E-04	1.34E-04	1.33E-04	1.35E-04
Blade angle							
θ_0	12.50	11.24	10.15	9.64	9.50	9.58	9.74
θ_{1C}	0.22	2.69	2.36	2.18	2.18	2.21	2.32
θ_{1S}	-0.09	-0.38	-0.47	-0.75	-1.04	-1.40	-1.75
β_0	0.51	0.41	0.49	0.41	0.40	0.39	0.41
β_{1C}	0.04	0.00	-0.02	-0.02	0.01	0.01	-0.07
β_{1S}	0.09	0.08	0.04	0.07	0.06	0.02	-0.02
ζ_0	-1.60	-1.42	-1.29	-1.33	-1.34	-1.33	-1.28
ζ_{1C}	0.02	-0.04	-0.04	-0.03	0.00	0.01	-0.08
ζ_{1S}	0.12	0.09	0.05	0.08	0.06	0.02	-0.03

付表5.2 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.562$, $C_T=0.0029$) 平均データ表 (1/2)

Test condition						
M_∞	0	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073
M_{tip}	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562	0.562
α_S	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0	0.03	0.05	0.08	0.10	0.13
C_T	0.0029	0.0029	0.0029	0.0028	0.0029	0.0029
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)						
Pf1	-0.208	-0.034	0.070	0.175	0.323	0.511
Pf2	0.123	0.095	0.052	0.074	0.113	0.157
Pf3	0.107	0.114	0.043	0.114	0.215	0.338
Pf4	0.039	0.114	0.133	0.070	0.106	0.110
Pf5	-0.114	-0.229	-0.259	-0.271	-0.491	-0.766
Pf6	-0.051	-0.079	-0.106	-0.206	-0.321	-0.496
Pf7	0.054	0.059	0.073	-0.034	-0.059	-0.132
Pf8	0.050	0.131	0.146	0.085	0.090	0.066
Pf9	0.063	0.082	0.081	-0.011	-0.100	-0.233
Pf10	0.038	-0.043	-0.065	-0.123	-0.304	-0.534
Pf11	0.153	0.127	-0.070	-0.107	-0.170	-0.243
Pf12	0.190	0.119	0.034	-0.010	-0.078	-0.156
Pf13	0.195	0.145	0.058	0.007	-0.038	-0.099
Pf14	0.160	0.087	-0.007	-0.032	-0.013	-0.039
Pf15	-0.158	-0.247	-0.034	-0.015	-0.006	-0.013
Average 6 components balance						
C_X	-9.1E-05	-4.3E-05	-1.1E-05	-3.9E-06	3.5E-05	8.4E-05
C_Y	-4.3E-05	-1.2E-04	-1.6E-04	-1.5E-04	-1.6E-04	-1.4E-04
C_{MX}	-1.0E-05	-3.2E-06	-6.0E-06	5.3E-06	-5.3E-06	8.8E-07
C_{MY}	1.6E-05	1.8E-05	1.9E-05	7.8E-06	5.7E-06	2.1E-05
C_Q	2.3E-04	2.0E-04	1.8E-04	1.6E-04	1.5E-04	1.4E-04
Blade angle						
θ_0	11.89	11.24	10.49	9.61	9.33	9.00
θ_{1C}	0.00	1.48	2.43	2.40	2.17	2.06
θ_{1S}	0.01	-0.20	-0.30	-0.65	-0.82	-0.93
β_0	1.12	0.90	0.84	0.57	0.76	0.63
β_{1C}	0.00	-0.08	-0.04	0.04	-0.03	0.02
β_{1S}	0.03	-0.04	-0.06	0.03	-0.14	-0.05
ζ_0	-0.93	-1.02	-1.00	-1.28	-1.06	-1.20
ζ_{1C}	0.00	-0.07	-0.03	0.04	-0.02	0.02
ζ_{1S}	0.03	-0.06	-0.08	0.04	-0.16	-0.05

付表5.2 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.562$, $C_T=0.0029$) 平均データ表 (2/2)

Test condition						
M_∞	0.088	0.102	0.117	0.132	0.146	0.161
M_{tip}	0.562	0.561	0.561	0.560	0.560	0.559
α_S	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0.16	0.18	0.21	0.23	0.26	0.29
C_T	0.0028	0.0028	0.0029	0.0028	0.0029	0.0029
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)						
Pf1	0.740	1.012	1.327	1.678	2.079	2.515
Pf2	0.207	0.262	0.322	0.389	0.465	0.543
Pf3	0.487	0.660	0.860	1.082	1.338	1.615
Pf4	0.084	0.025	-0.037	-0.127	-0.240	-0.376
Pf5	-1.112	-1.521	-1.995	-2.517	-3.112	-3.753
Pf6	-0.724	-0.997	-1.326	-1.689	-2.096	-2.528
Pf7	-0.244	-0.386	-0.564	-0.772	-1.007	-1.261
Pf8	0.018	-0.062	-0.172	-0.287	-0.421	-0.578
Pf9	-0.410	-0.623	-0.881	-1.163	-1.476	-1.833
Pf10	-0.827	-1.173	-1.581	-2.029	-2.520	-3.066
Pf11	-0.326	-0.415	-0.543	-0.667	-0.800	-1.001
Pf12	-0.240	-0.340	-0.462	-0.621	-0.790	-0.932
Pf13	-0.156	-0.229	-0.295	-0.402	-0.491	-0.589
Pf14	-0.063	-0.091	-0.117	-0.149	-0.184	-0.230
Pf15	-0.038	-0.064	-0.097	-0.138	-0.187	-0.227
Average 6 components balance						
C_X	1.3E-04	2.0E-04	2.7E-04	3.5E-04	4.3E-04	5.1E-04
C_Y	-1.5E-04	-1.7E-04	-2.0E-04	-2.0E-04	-2.2E-04	-2.3E-04
C_{MX}	5.7E-06	-3.3E-06	-9.6E-07	4.0E-06	2.5E-06	1.1E-05
C_{MY}	2.1E-05	2.0E-05	3.4E-08	2.1E-05	4.2E-05	9.9E-06
C_Q	1.4E-04	1.3E-04	1.4E-04	1.3E-04	1.3E-04	1.4E-04
Blade angle						
θ_0	8.95	8.90	8.97	8.80	9.05	9.06
θ_{1C}	1.97	1.99	2.09	2.06	1.98	2.04
θ_{1S}	-1.19	-1.35	-1.51	-1.74	-1.83	-2.16
β_0	0.66	0.70	0.74	0.57	0.78	0.69
β_{1C}	0.00	0.02	0.09	0.14	0.01	0.02
β_{1S}	-0.14	-0.15	0.00	-0.12	-0.01	-0.04
ζ_0	-1.13	-1.09	-1.06	-1.24	-1.00	-1.13
ζ_{1C}	0.00	0.01	0.08	0.13	-0.03	-0.07
ζ_{1S}	-0.15	-0.15	0.01	-0.11	0.02	-0.02

付表6.1 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.315$, $C_T=0.0048$) 平均データ表

Test condition							
M_∞	0.000	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073	0.088
M_{tip}	0.315	0.315	0.315	0.315	0.315	0.314	0.314
α_s	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0.00	0.05	0.09	0.14	0.19	0.23	0.28
C_T	0.0049	0.0047	0.0047	0.0047	0.0047	0.0047	0.0048
Average pressure distribution ($C_{Pa} \times 100$)							
Pf 1	-0.127	0.014	0.077	0.182	0.331	0.516	0.745
Pf 2	0.068	0.005	0.031	0.057	0.090	0.126	0.173
Pf 3	0.048	0.041	0.047	0.115	0.208	0.323	0.466
Pf 4	0.017	0.046	0.023	0.030	0.005	-0.043	-0.110
Pf 5	-0.063	-0.120	-0.115	-0.277	-0.509	-0.799	-1.152
Pf 6	-0.037	-0.065	-0.103	-0.199	-0.355	-0.558	-0.796
Pf 7	0.017	0.019	-0.016	-0.052	-0.132	-0.246	-0.383
Pf 8	0.019	0.047	0.019	0.010	-0.030	-0.095	-0.175
Pf 9	0.027	0.029	-0.014	-0.082	-0.196	-0.352	-0.542
Pf 10	0.021	-0.031	-0.060	-0.185	-0.369	-0.609	-0.909
Pf 11	0.058	-0.041	-0.062	-0.100	-0.156	-0.227	-0.317
Pf 12	0.081	0.026	-0.011	-0.053	-0.109	-0.186	-0.282
Pf 13	0.090	0.044	0.002	-0.036	-0.077	-0.126	-0.180
Pf 14	0.075	0.017	-0.008	-0.020	-0.040	-0.060	-0.070
Pf 15	-0.100	-0.046	-0.005	-0.004	-0.022	-0.041	-0.075
Average 6 components balance							
C_X	-1.36E-04	-1.33E-04	-4.77E-05	4.57E-06	1.10E-04	2.49E-04	4.12E-04
C_Y	-1.32E-04	-1.89E-04	-2.25E-04	-1.75E-04	-1.78E-04	-2.17E-04	-2.41E-04
C_{MX}	-1.38E-04	8.16E-06	-5.23E-05	-2.80E-05	-2.08E-05	-2.62E-05	-1.66E-05
C_{MY}	5.25E-05	-2.81E-05	-6.23E-06	-2.41E-05	-2.71E-05	-2.25E-05	2.75E-05
C_Q	3.74E-04	3.24E-04	2.50E-04	2.16E-04	2.06E-04	1.99E-04	2.03E-04
Blade angle							
θ_0	14.96	13.93	12.59	11.97	11.83	11.85	12.15
θ_{1C}	0.27	2.98	3.26	-3.01	2.91	2.97	3.02
θ_{1S}	0.13	-0.78	-0.97	1.52	-2.13	-2.68	-3.32
β_0	1.06	0.99	0.94	1.02	0.99	0.97	0.97
β_{1C}	-0.04	0.09	0.08	-0.11	0.07	0.09	0.09
β_{1S}	0.01	-0.02	-0.09	0.02	-0.01	-0.02	-0.03
ζ_0	-1.29	-1.02	-1.06	-0.88	-0.88	-0.87	-0.91
ζ_{1C}	-0.01	0.05	0.07	-0.10	0.06	0.09	0.10
ζ_{1S}	-0.02	-0.03	-0.11	0.02	0.00	-0.03	-0.02

付表6.2 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.562$, $C_T=0.0048$) 平均データ表 (1/2)

Test condition						
M_∞	0	0.015	0.029	0.044	0.059	0.073
M_{tip}	0.561	0.561	0.561	0.561	0.561	0.561
α_S	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0	0.03	0.05	0.08	0.1	0.13
C_T	0.0029	0.0047	0.0047	0.0047	0.0047	0.0048
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)						
PF1	-0.228	-0.134	0.063	0.171	0.319	0.506
PF2	0.133	0.205	0.050	0.101	0.143	0.191
PF3	0.117	0.201	0.181	0.135	0.236	0.362
PF4	0.052	0.159	0.181	0.138	0.120	0.135
PF5	-0.090	-0.307	-0.352	-0.236	-0.478	-0.751
PF6	-0.026	-0.096	-0.139	-0.198	-0.303	-0.469
PF7	0.066	0.085	0.087	0.014	-0.036	-0.098
PF8	0.047	0.181	0.200	0.161	0.118	0.094
PF9	0.054	0.136	0.108	0.044	-0.066	-0.185
PF10	0.031	-0.023	-0.103	-0.162	-0.284	-0.505
PF11	0.138	0.151	-0.098	-0.124	-0.179	-0.246
PF12	0.167	0.185	0.060	0.007	-0.063	-0.141
PF13	0.176	0.254	0.118	0.035	-0.012	-0.074
PF14	0.139	0.189	0.045	-0.012	0.010	-0.019
PF15	-0.196	-0.418	-0.059	-0.010	0.011	0.018
Average 6 components balance						
C_X	-1.1E-04	-1.5E-04	-1.0E-04	-7.7E-05	-4.6E-05	-7.8E-06
C_Y	-3.4E-05	-2.0E-04	-2.7E-04	-2.8E-04	-2.7E-04	-2.5E-04
C_{MX}	-1.7E-05	1.3E-06	1.0E-05	7.8E-06	-1.5E-06	-3.0E-06
C_{MY}	-8.2E-06	9.1E-06	9.2E-06	-3.8E-06	-9.2E-06	3.9E-06
C_Q	2.3E-04	3.4E-04	3.1E-04	2.8E-04	2.4E-04	2.3E-04
Blade angle						
θ_0	11.94	13.48	12.66	12.02	11.41	11.21
θ_{1C}	0.02	1.76	3.01	3.30	3.15	2.93
θ_{1S}	-0.03	-0.49	-0.78	-1.09	-1.47	-1.74
β_0	1.17	1.40	1.13	1.17	1.20	1.34
β_{1C}	-0.05	0.12	0.14	0.13	0.17	0.18
β_{1S}	-0.03	-0.04	-0.03	-0.02	-0.17	-0.14
ζ_0	-1.01	-1.24	-1.47	-1.33	-1.22	-1.03
ζ_{1C}	-0.06	0.15	0.19	0.16	0.20	0.20
ζ_{1S}	-0.04	-0.07	-0.06	-0.06	-0.23	-0.18

付表6.2 前進飛行性能試験($M_{tip}=0.562$, $C_T=0.0048$) 平均データ表 (2/2)

Test condition						
M_∞	0.088	0.102	0.117	0.131	0.146	0.161
M_{tip}	0.561	0.560	0.560	0.560	0.559	0.559
α_S	-2	-2	-2	-2	-2	-2
μ	0.16	0.18	0.21	0.23	0.26	0.29
C_T	0.0048	0.0047	0.0048	0.0048	0.0048	0.0048
Average pressure distribution ($C_{pa} \times 100$)						
Pf1	0.737	1.002	1.318	1.671	2.067	2.503
Pf2	0.244	0.302	0.368	0.435	0.511	0.600
Pf3	0.513	0.685	0.889	1.112	1.366	1.648
Pf4	0.109	0.070	0.003	-0.080	-0.182	-0.300
Pf5	-1.098	-1.504	-1.989	-2.515	-3.102	-3.756
Pf6	-0.693	-0.960	-1.293	-1.658	-2.057	-2.494
Pf7	-0.204	-0.336	-0.514	-0.717	-0.946	-1.186
Pf8	0.039	-0.030	-0.132	-0.256	-0.384	-0.536
Pf9	-0.361	-0.569	-0.824	-1.113	-1.433	-1.791
Pf10	-0.786	-1.124	-1.535	-1.988	-2.490	-3.048
Pf11	-0.319	-0.412	-0.540	-0.653	-0.795	-0.985
Pf12	-0.220	-0.318	-0.436	-0.591	-0.775	-0.939
Pf13	-0.129	-0.205	-0.275	-0.384	-0.467	-0.593
Pf14	-0.035	-0.067	-0.095	-0.136	-0.141	-0.204
Pf15	-0.001	-0.027	-0.055	-0.104	-0.139	-0.197
Average 6 components balance						
C_X	4.2E-05	1.1E-04	2.0E-04	2.6E-04	3.4E-04	4.4E-04
C_Y	-2.4E-04	-2.5E-04	-2.7E-04	-3.0E-04	-2.9E-04	-3.3E-04
C_{MX}	-1.5E-06	-1.3E-06	-3.6E-06	-6.2E-06	4.2E-06	-2.6E-06
C_{MY}	-3.5E-06	5.3E-06	3.0E-05	1.2E-05	7.3E-06	1.7E-05
C_Q	2.2E-04	2.1E-04	2.0E-04	2.0E-04	2.0E-04	2.0E-04
Blade angle						
θ_0	11.01	10.84	10.78	10.73	10.77	10.85
θ_{1C}	2.72	2.74	2.66	2.69	2.76	2.76
θ_{1S}	-2.08	-2.33	-2.57	-2.85	-3.21	-3.50
β_0	1.29	1.17	1.09	1.05	0.94	0.90
β_{1C}	0.05	0.21	0.18	0.21	0.24	0.23
β_{1S}	-0.14	-0.08	-0.07	-0.05	-0.02	0.04
ζ_0	-1.06	-1.18	-1.26	-1.31	-1.45	-1.53
ζ_{1C}	0.05	0.22	0.20	0.21	0.24	0.20
ζ_{1S}	-0.17	-0.10	-0.07	-0.06	-0.02	0.06