

任意のねじり角分布に設定可能な二重筒構造の提案と
ツイスト型モーフィング翼への応用

防衛大学校理工学研究科後期課程

装備・基盤工学系専攻 航空飛翔システム教育研究分野

麻 生 篤

平成30年12月

目 次

目 次.....	I
図目次.....	I
表目次.....	IV
本論文で用いる主な記号.....	V
添え字.....	VI
第 1 章 研究背景及び目的	1
1.1 研究背景.....	1
1.1.1 形状可変構造	1
1.1.2 モーフィング翼.....	1
1.1.3 ツイスト型モーフィング翼の適用先	4
1.1.4 ツイスト型モーフィング翼の先行研究例.....	4
1.2 研究の目的	6
1.3 本論文の構成.....	7
第 2 章 二重筒構造.....	8
2.1 概 要	8
2.2 二重筒構造のねじり角 $\psi(x)$ の導出	10
2.2.1 ねじりモーメント M_T の分解.....	10
2.2.2 ねじり角 $\psi_o(x)$ とほりの変位 $\delta_o(x)$	11
2.2.3 変位 $\delta_o(x)$ の算出	11
2.2.4 外筒のねじり角.....	12
2.2.5 二重筒構造のねじり角.....	14
2.3 数値解析による理論式の有効性評価	15
2.3.1 外筒モデル.....	15
2.3.2 評価方法	16
2.3.3 結果及び考察	17
2.4 設計方法.....	24
2.4.1 手 順	24
2.4.2 設計例	25
2.5 設計方法の有効性評価.....	27
2.5.1 ねじりモーメント M_T を付与した場合	27
2.5.1.1 概 要.....	27
2.5.1.2 ねじり角 $\psi(X)$ の理論値と数値解析結果比較	27
2.5.2 ねじり角 ψ_{motor} を付与した場合	29
2.5.2.1 概 要.....	29

2.5.2.2 数値解析による評価方法.....	32
2.5.2.3 試験による評価方法.....	32
2.5.2.4 結果及び考察.....	38
2.6 ねじり角分布を変えた例	40
2.6.1 概 要	40
2.6.2 設計モデル	40
2.6.3 結果及び考察	43
第3章 ツイスト型モーフィング翼への応用	44
3.1 概 要	44
3.2 外板部の決定	45
3.2.1 概 要	45
3.2.2 評価方法	46
3.2.3 評価結果	51
3.3 理論式の拡張.....	53
3.3.1 外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ の導出.....	53
3.3.1.1 外筒及び外板部構造のねじり角.....	53
3.3.1.2 内筒を考慮したモーフィング翼構造のねじり角	54
3.3.2 外板部の剛性の算出	56
3.3.2.1 設計モデルの剛性	56
3.3.2.2 大きさの違う外板部の剛性	59
3.4 数値解析による理論式の有効性評価	61
3.5 設計方法の拡張とモデルの検討.....	63
3.6 設計方法の有効性評価	65
3.6.1 構造面におけるモーフィングの実現可能性	66
3.6.1.1 数値解析	66
3.6.1.1.1 数値解析条件	66
3.6.1.1.2 数値解析結果及び考察.....	66
3.6.1.2 ねじり試験	68
3.6.1.2.1 概 要	68
3.6.1.2.2 結果及び考察	71
3.6.2 空力性能に関するモーフィング構造の有効性	74
3.6.2.1 概 要.....	74
3.6.2.2 結果及び考察.....	75
第4章 結 論	82
4.1 研究成果.....	82
4.2 今後の展望と課題・対策	84
謝 辞.....	85
参考文献.....	86

付 録.....	89
A. 3D プリントされた ABS 樹脂モデルの材料特性.....	89
B. 桁リブ外板部モデルにおける 外筒のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ と外板部ねじり角 $\psi_{sk}(x)$	97
著者学会等発表実績	105
学術論文	105
国際会議	105
学会等発表記録	106
受賞歴.....	106

図目次

図 1-1	丸棒 (a) 中実 (b) 中空 (c) 開断面 (切れ目 1 か所) (d) 多柱体 (切れ目複数)	1
図 1-2	NASA のモーフィング翼イメージ	2
図 1-3	モーフィング翼の分類	3
図 1-4	鳥の Wing Twist (a) 降下 (b) 上昇	3
図 1-5	鳥の Wing Twist (a) 降下 (b) 上昇	3
図 1-6	舵面 (a) ヒンジ舵面 (b) シームレス舵面	3
図 1-7	後縁フラップへの適用	4
図 1-8	後縁フラップへの適用	4
図 1-9	コンプライアント機構を用いたツイスト型モーフィング翼機	5
図 1-10	コンプライアント機構パーツ	5
図 1-11	形状記憶合金をリンクと組み合わせた構造	5
図 1-12	形状記憶合金をリンクと組み合わせた構造のモーフィング翼への適用	5
図 1-13	二重筒構造の概要(a) 内筒 (b) 外筒 (c) 二重筒構造	6
図 1-14	ツイスト型モーフィング翼への応用 (a) 桁構造 (b) 桁リブ構造 (c) モーフィング翼構造	6
図 1-15	論文の構成概要	7
図 2-1	二重筒構造概要	9
図 2-2	ねじり角 $\psi(X)$	9
図 2-3	主設計パラメータ ϕ	9
図 2-4	一区画の外筒モデル	10
図 2-5	ねじりモーメント M_T の分解	10
図 2-6	ねじり角 $\psi_0(x)$ と変位 $\delta_0(x)$ の関係	11
図 2-7	両端に閉断面部材を配置した開断面部材のたわみ	12
図 2-8	部分円環の矩形への近似	14
図 2-9	数値解析モデル (番号は表 2.1 のシリアルナンバーを表す.)	15
図 2-10	数値解析の概要	16
図 2-11	ねじり角 $\psi_0(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_0 = 50 \text{ mm}, \phi = 5^\circ$)	18
図 2-12	ねじり角 $\psi_0(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_0 = 50 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)	18
図 2-13	ねじり角 $\psi_0(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_0 = 100 \text{ mm}, \phi = 5^\circ$)	19
図 2-14	ねじり角 $\psi_0(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_0 = 100 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)	19
図 2-15	設計の流れ	25
図 2-16	二重筒構造設計結果	25
図 2-17	数値解析の様子 (a) 閉断面区間弾性体 (b) 閉断面区間剛体	27
図 2-18	ねじりモーメント M_T を与えた際の各位置におけるねじり角 ψ_X [deg]の比較	28
図 2-19	試験片詳細(a) 個別に成形したパーツ (b) 組立図	29
図 2-20	試験セットアップ (a) フォトグラメトリ計測装置 (b) データ処理画像	30
図 2-21	Clark Y翼型	30
図 2-22	評価モデルイメージ図	31
図 2-23	数値解析における閉断面位置ねじり角 $\psi(X_n)$ の導出	32
図 2-24	フォトグラメトリ計測装置による計測のフローチャート	34
図 2-25	マーカー位置 (a)画像変換前 (b)並進移動後 (c)回転移動後	35
図 2-26	座標位置によるリブデータの抽出準備	35
図 2-27	座標変換後のリブのマーカー位置 (YZ 平面) : 翼根側 ($n = 1$), 中央 ($n = 5$) 及び翼端側 ($n = 9$)	36
図 2-28	座標変換後のリブのマーカー位置 (YZ 平面) : 翼根側 ($n = 1$)	36
図 2-29	座標変換後のリブのマーカー位置 (YZ 平面) ($n = 2$)	36
図 2-30	座標変換後のリブのマーカー位置 (YZ 平面) ($n = 3$)	37
図 2-31	座標変換後のリブのマーカー位置 (YZ 平面) ($n = 4$)	37
図 2-32	座標変換後のリブのマーカー位置 (YZ 平面) ($n = 5$)	37

図 2-33	座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 6$)	37
図 2-34	座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 7$)	37
図 2-35	座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 8$)	38
図 2-36	座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) : 翼端側 ($n = 9$)	38
図 2-37	ねじり角 ψ_{motor} を与えた際のねじり角 $\psi(X)$ [deg]の比較	39
図 2-38	数値解析モデル 1 (逆ねじり角分布) 概要図	41
図 2-39	数値解析モデル 2 (線形ねじり角分布モデル) 概略図	42
図 2-40	ねじり角 $\psi(X)$ の理論値と数値解析結果の比較	43
図 3-1	ツイスト型モーフィング翼への適用イメージ(a) 分解図 (b) 組み立て図	44
図 3-2	ツイスト型モーフィング翼への適用イメージ (a) 桁構造 (b) 桁+リブ構造 (c) 桁+リブ+外板部	44
図 3-3	ハネナイトスポンジの加工プロセス (a) ハネナイトスポンジゴムシート (b) ゴムシートから直方体に切り出し (c) リブ形状へ研磨 (d) 二重筒構造を通す穴を貫通	45
図 3-4	風洞全体外観	47
図 3-5	風洞概略図	48
図 3-6	加速筒及び測定部概要	48
図 3-7	風洞試験における試験片セットアップ (a) 観測部 (b) 供試体等拡大写真	49
図 3-8	風洞壁とモデル間のギャップ	49
図 3-9	閉塞率(a) 迎角 $\alpha = 0^\circ$ (b) 迎角 $\alpha = 20^\circ$ (c) 供試体翼端側アングル	50
図 3-10	比較モデル	50
図 3-11	空力データ及び検出力の関係	51
図 3-12	揚力係数 C_L の比較	52
図 3-13	ねじりモーメント M_T の等価	54
図 3-14	ねじり角 $\psi_{\text{sk}}(X)$, $\psi(X_n)$ 及び ψ_{tip}	54
図 3-15	数値解析モデルの例(a) 短いモデル, (b) 長いモデル	57
図 3-16	外板部断面図	57
図 3-17	数値解析結果にフィッティングして算出した剛性値の有効性評価 (翼端におけるねじり角 $\psi_{\text{sk}}(l_0)$ の比較)	58
図 3-18	外板部の大きさ比較	59
図 3-19	翼端部における数値解析のねじり角 $\psi_{\text{sk}}(l_0)$ の比較	59
図 3-20	一区画モデル概要(a) 構成部品, (b)組立図	61
図 3-21	任意の位置 x における外板部のねじり角 $\psi_{\text{sk}}(x)$ の比較	62
図 3-22	設計の流れ	63
図 3-23	提案するツイスト型モーフィング翼概要(a) 構成部品, (b) 組立, (c) 供試体	64
図 3-24	試験装置概要	65
図 3-25	供試体固定箇所	65
図 3-26	最大閉塞時 (迎角 $\alpha = 20^\circ$, 先端ねじり角 $\psi_{\text{tip}} = 9^\circ$)	66
図 3-27	揚力分布の一例: 分布荷重 (a) 全体図 (b) 後縁視点	67
図 3-28	揚力模擬荷重: 翼端集中荷重時 (a) 全体図 (b) 後縁視点	67
図 3-29	揚力発生時の外板部のねじり角 $\psi_{\text{sk}}(X)$	67
図 3-30	供試体(a) 上面 (b) 下 (マーカ) 面	68
図 3-31	データ処理過程(a) 左右カメラ画像 (マーカ位置追従後) (b) ソフト画像	69
図 3-32	基本座標作成の様子	69
図 3-33	3次元動画計測ソフトウェア (Move-tr/3D) による計測のフローチャート	70
図 3-34	ねじり角 ψ の符号の定義	70
図 3-35	各リブ位置におけるねじり角 $\psi_{\text{sk}}(X)$ の比較	72
図 3-36	迎角 $\alpha = 0^\circ$ 時における供試体 (a) $\psi_{\text{motor}} = -9^\circ$ (b) $\psi_{\text{motor}} = 0^\circ$ (c) $\psi_{\text{motor}} = 9^\circ$	73
図 3-37	迎角 $\alpha = 20^\circ$ 時における供試体 (a) $\psi_{\text{motor}} = -9^\circ$ (b) $\psi_{\text{motor}} = 0^\circ$ (c) $\psi_{\text{motor}} = 9^\circ$	73
図 3-38	各区画における外筒の剛性の割合%	74
図 3-39	数値解析ソフト XFLR5 のモデル (a) 翼端負($\psi_{\text{motor}} = -9^\circ$), (b) モーフィング前 (c) 翼端正($\psi_{\text{motor}} = 9^\circ$)	75
図 3-40	揚力係数 C_L の比較	76

図 3-41	揚力係数 C_L の数値解析結果との比較	76
図 3-42	抗力の分類	77
図 3-43	抗力係数 C_D の比較	78
図 3-44	抗力係数 C_D の数値解析結果との比較	78
図 3-45	ピッチングモーメント係数 $C_{M\phi/4}$ の比較	79
図 3-46	揚抗比曲線	80
図 3-47	揚抗比曲線の数値解析結果との比較	80
図 3-48	極曲線（ポーラーカーブ）	81
図 3-49	極曲線（ポーラーカーブ）の数値解析結果との比較	81
図 A. 1	3D プリンター(UP BOX+) (a) 閉鎖状態 (b) 開放状態	90
図 A. 2	3D プリンターABS 樹脂	90
図 A. 3	3D プリンターモデル製作盤の座標	91
図 A. 4	試験片寸法	91
図 A. 5	試験片の各軸方向への作製過程 (a) X 軸方向 : A, (b) Y 軸方向 : B, (c) Z 軸方向 : C	91
図 A. 6	引張試験の様子	92
図 A. 7	試験前後の試験片 (a)試験前, (b)試験後	92
図 A. 8	試験片 C 詳細 (a)試験片 C 上面, (b)試験片 C 下面	92
図 A. 9	応力とひずみの関係(試験片 A)	93
図 A. 10	応力とひずみの関係(試験片 B)	93
図 A. 11	縦ひずみと横ひずみの関係(試験片 A)	94
図 A. 12	縦ひずみと横ひずみの関係(試験片 B)	94
図 B. 1	モデルのイメージ (番号は表 B. 1 のシリアルナンバー)	97
図 B. 2	ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 1 (No.1, 2)	99
図 B. 3	ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 2 (No.3, 4)	99
図 B. 4	ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 3 (No.5, 6)	100
図 B. 5	ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 4 (No.7, 8)	100

表目次

表 2.1	数値解析モデル寸法及び拘束条件	15
表 2.2	実測した ABS 材料特性	16
表 2.3	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50 \text{ mm}, \phi = 5^\circ$)	20
表 2.4	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)	21
表 2.5	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100 \text{ mm}, \phi = 5^\circ$)	22
表 2.6	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)	23
表 2.7	数値解析モデル及び数値解析条件	26
表 2.8	ねじりモーメント M_T を与えた際の各位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ [deg]の比較	28
表 2.9	評価モデルの概要	31
表 2.10	各リブ位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ [deg]	39
表 2.11	数値解析モデル 1 の寸法及び数値解析条件	41
表 2.12	数値解析モデル 2 の寸法及び数値解析条件	42
表 2.13	各閉断面位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ の理論値と数値解析結果の比較	43
表 3.1	本研究モデルに使用する材料特性	46
表 3.2	整流風洞諸元概要	48
表 3.3	数値解析モデル及び数値解析条件	57
表 3.4	数値解析結果にフィッティングして算出した剛性値の有効性評価 (翼端におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較)	58
表 3.5	翼端部における数値解析のねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較	60
表 3.6	大きさが95%の外板部の寸法及び剛性	60
表 3.7	大きさが105%の外板部の寸法及び剛性	60
表 3.8	数値解析モデル寸法	61
表 3.9	任意の位置 x における外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ の比較	62
表 3.10	モーフィング翼構造の寸法及び目標ねじり角 $\psi(X_n)$	64
表 3.11	揚力発生時のリブ位置における外板部のねじり角 $\psi_{sk}(X_n)$	68
表 3.12	ねじり試験の実施条件	70
表 3.13	各リブ位置におけるねじり角 $\psi_{sk}(X)$ の比較	72
表 3.14	空力データ取得条件	74
表 A. 1	試験片 A 寸法及び試験結果	95
表 A. 2	試験片 B 寸法及び試験結果	95
表 A. 3	試験片 C 寸法及び試験結果	96
表 B. 1	モデル設計寸法及び条件	98
表 B. 2	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)	101
表 B. 3	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50 \text{ mm}, \phi = 20^\circ$)	102
表 B. 4	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)	103
表 B. 5	ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100 \text{ mm}, \phi = 20^\circ$)	104

本論文で用いる主な記号

記 号	意 味	単 位
a	はりの断面長さ（短辺）	mm
AR	アスペクト比	mm
b	はりの断面長さ（長辺）	
c	翼弦長	
C_D	翼の抗力係数	
C_L	翼の揚力係数	
$C_{M_{c/4}}$	キャンバーライン上の前縁から 25%翼弦長まわりのピッチングモーメント係数	
d_1	開断面部材の内径	mm
d_2	開断面部材の外径	
D	抗 力	N
E	ヤング率	MPa
f	開断面部はりに作用する力	N
G	せん断弾性率	MPa
I	断面二次モーメント	mm ⁴
$I_{\phi\phi t}$	曲げねじり定数	mm ⁶
J	断面二次極モーメント	mm ⁴
k_1	部分円環の縦横比係数	
k_2	断面二次モーメントに関する係数	
l	部材の長さ	mm
L	揚 力	N
$M_{c/4}$	キャンバーライン上の前縁から 25%翼弦長まわりのピッチングモーメント	N・mm
M_T	円筒に作用するねじりモーメント	
N	開断面部材を構成するはりの本数	
n	翼根からのリブ番号	
P	（風洞加速筒内）圧力	Pa
Re	レイノルズ数	
r_m	外筒の内外半径の平均値	mm
S_1	（風洞加速筒内最大）断面積	mm ²
S_2	（風洞加速筒内最小）断面積	
T	開断面部を構成するはりに生じるねじりトルク	N・mm
t	開断面部材の肉厚	mm
$temp$	気 温	°C
U	風 速	m/s
x	翼根側から数えて直前のリブからの距離	mm
X	翼根側からの距離	
α	迎 角	deg
δ	変 位	mm
ϵ	縦ひずみ	
ϵ'	横ひずみ	
ν	ポアソン比	
ρ	供試体密度	kg/m ³

σ	はりに作用する垂直応力	MPa
ϕ	開断面部材のはりの高さに係る角度	deg
ψ	ねじり角	

添え字

記 号	意 味
c	閉断面
inner	内 筒
motor	モーター
o	開断面
sk	外板部
sp	外 筒
t	ねじり中心
tip	先端, 翼端
φ	ワーピング関数

第1章 研究背景及び目的

1.1 研究背景

1.1.1 形状可変構造

用途に応じて形状を変更可能な形状可変構造は、スマート構造の一種であり、多くの研究がなされている¹⁻⁴。とりわけ、航空宇宙分野においては、目標形状への高い変形精度及び、努めて軽量で簡素な構造であることが要求される。

ここで、基本的な変形の一つにねじりがあり、ねじり角分布を任意に設定可能な構造物は多岐にわたる応用が期待できる。その実現には構造物の剛性を区間ごとに変える手法が考えられ、目的のねじり角分布を実現する構造では、各区間を適切なねじり剛性とする必要がある。ねじる構造物の基本形状には円筒(図 1-1 (a), (b))が挙げられ、剛性を下げる構造面の手法として、開断面の利用(図 1-1 (c), (d))が考えられる。一般に、切れ目が1箇所である開断面(図 1-1 (c))のねじり理論は確立されているが、複数の切れ目を有する多柱体(図 1-1 (d))のねじり角 $\psi(x)$ に関する理論式は確立されていない。また、多柱体化することで使用部材量が減り、軽量化が期待出来るとともに、円柱を基本とした簡素な構造であり、軽量で簡素な可変構造への利用が期待できる。

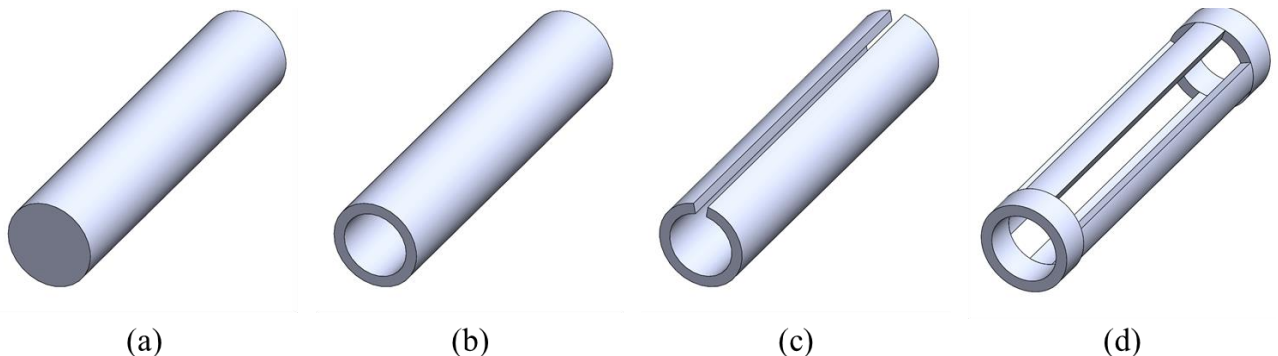


図 1-1 丸棒 (a) 中実 (b) 中空 (c) 開断面 (切れ目 1 か所) (d) 多柱体 (切れ目複数)

1.1.2 モーフィング翼

航空機の形は円筒形の胴体の中央部に主翼を、胴体の後部に水平尾翼と垂直尾翼を配置した、いわゆる「Tube and Wing Aircraft」が主流となっているが⁵、舵面の形状変更や主翼の形状変更等、形状可変構造は古くから用いられ、とりわけ、飛行状況に応じて翼の形状を連続的に変形させ、性能向上を図ることを目的としたモーフィング翼(図 1-2, 図 1-3)に関する研究が多くなされている。それらの研究は、Barbarino らや、玉山により、レビューにまとめられている^{6,7}。その歴史は古く、複数のモーフィング方法を自在に操る鳥にならい、主にはばたく飛行の研究を行ったレオナルド・ダ・ビンチ達の時代まで遡る。その後、エンジンの発展もあり、固定翼とプロペラの組み合わせで動力機を設計するのが一般的になり、1903 年 12 月 17 日、人類初の動力飛行を達成したライト兄弟のフライヤー号に、鳥が滑空飛行する際利用する(図 1-4, 図 1-5)ツイスト型モーフィング翼が適用された。なお、この型のモーフィング翼は、翼根から翼端にかけて翼をねじることで揚力分布を調整する⁸。しかし、ヒンジ舵面の登場により、エルロン(補助翼)を採用した機体が主流となり、ライト式主翼ワーピングを採用した機体は減っていった⁹。さらに、航空機の高速度に伴い、低いねじり剛性に起因するダイバージェンスや、エルロン・リバーサル、空力フラッタ等の発生の恐れから、翼は剛であることが大前提となり、ライト式主翼ワーピングを採用した機体は一時研究が下火となった。その後、音速の壁を超える頃になると、Bell X-5 が実験機として世界初で初めて飛行中に主翼の後退角を可変する機構をもった航空機(形状可変翼機)となったのを皮切りに、F-8 クルセイダー、グラマン F-14A トムキャット、マクダネル・ダグラス F/A-18C ホーネット等、多くの戦闘機にモーフィング技術が利用された^{9,10}。さらに近年では、材料の開発や小型の無人航空機をはじめとした使用用途の多様化により、翼全体をダイナミックに変形させるアクティブ・モーフィングの研究が注目を浴びている¹¹。

モーフィング翼に関する研究は、国内外問わず盛んに行われており、国内では、コルゲート構造を利用したモーフィング翼の研究¹²や、形状記憶合金を用いたモーフィング翼の研究¹³、最適設計法の研究などが行われている¹⁴。モーフィングの方法は様々であるが、Sofla らにより、分類され(図 1-3)¹⁵、国外でも様々な研究が行われている¹⁶⁻²⁰。ここで、モーフィングの手法を問わず、変形するために、伸縮性のある外板が必要不可欠であり、外板の研究は Thill らによりレビューにまとめられるとともに²¹、外板とアクチュエータに関する研究も行われている²²。また、従来のヒンジ舵面を用いた構造をシームレス舵面にすることで微小な変形量でも空力が大きく変化するとともに、ヒンジ舵面の隙間を抜けていた空気がなくなること騒音の低減、燃費向上に寄与することが知られている²³⁻²⁵(図 1-6)ほか、例えばフラップ端と母翼が一体となることで、メンテナンス性の向上も期待されている²⁶。近年では、この 1 つないし 2 つ以上のモーフィング手法とシームレス舵面を組み合わせた研究が盛んに行われている。そこで課題となるのは、冒頭に述べた通り、各種形状変更するための複雑な機構により、性能向上の上で重量増を伴うことである。

ここで、モーフィング翼の基本手法の一つであるツイスト型は、前述のように、低いねじり剛性を要求されるために、敬遠されていたが、比較的簡素な構造で形状可変が実現可能であるとともに、幅広い用途が期待され、飛行性能向上の可能性を秘めている。また、翼を含む航空機の軽量化が進むことで、翼の剛性が下がり、翼の柔軟性が高まっているため、翼を変形させることで荷重制御をする研究や²⁷、鳥の翼の柔らかさに関する研究²⁸も行われている。

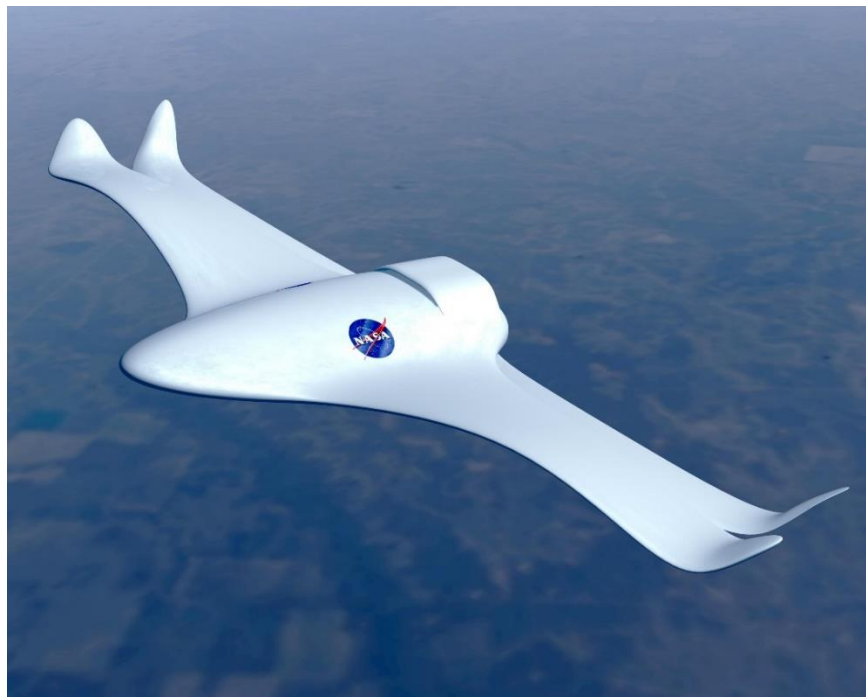


図 1-2 NASA のモーフィング翼イメージ²⁹

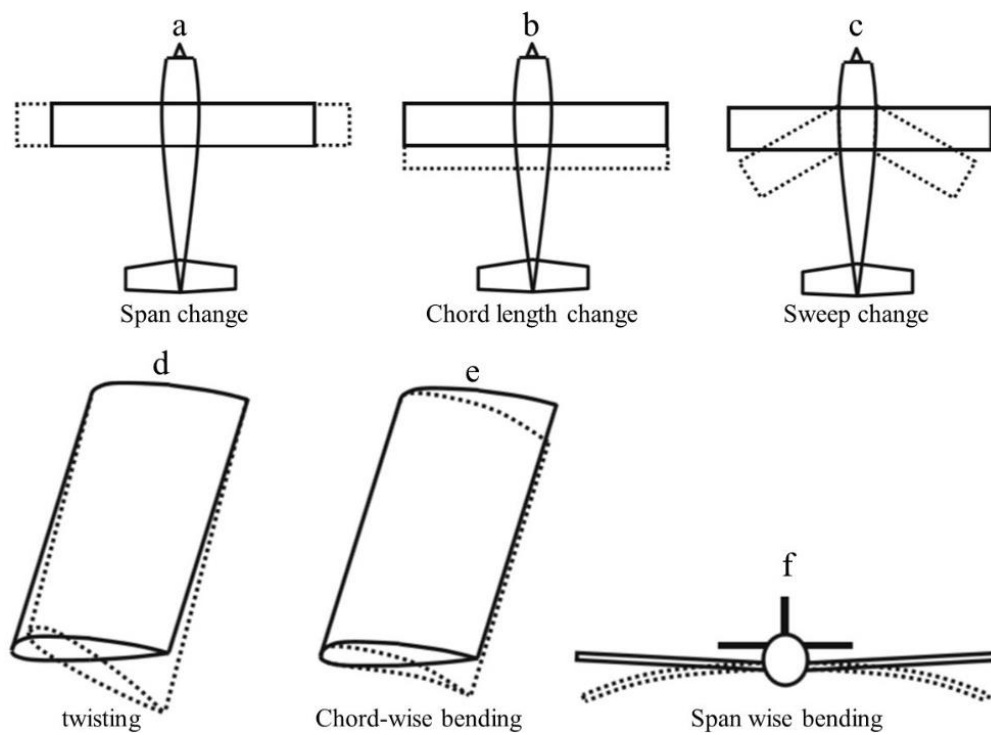


図 1-3 モーフィング翼の分類¹⁵

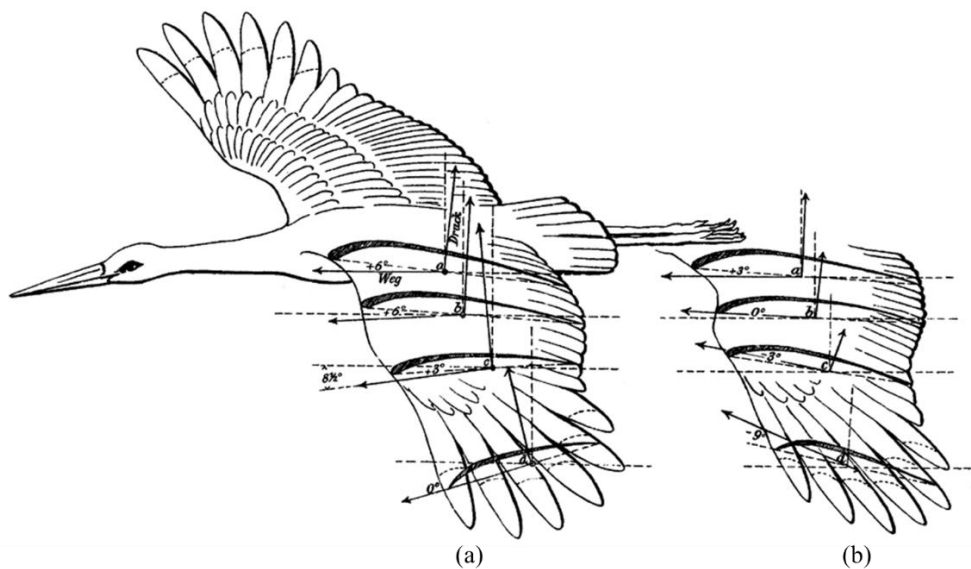


図 1-4 鳥の Wing Twist (a) 降下 (b) 上昇³⁰



図 1-5 鳥の Wing Twist (a) 降下 (b) 上昇³⁰

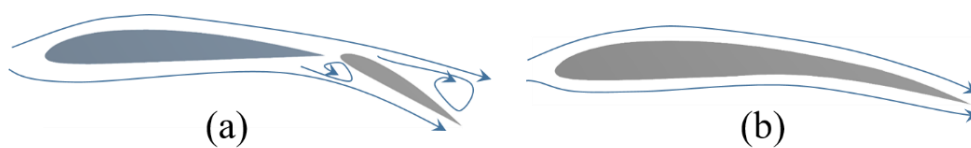


図 1-6 舵面 (a) ヒンジ舵面 (b) シームレス舵面

1.1.3 ツイスト型モーフィング翼の適用先

前出の Barbarino らによると、ツイスト型モーフィング翼は、比較的簡素な構造で、しかも小さな変形量で空力性能向上をすることができ、突風や機体進路変更荷重の緩和といった様々なタスクをこなせ、従来の制御舵面の代わりとなり得る³¹。また、Kota により、Flexsys 社のツイストするシームレス舵面を用いることで、ヒンジ舵面のフラップと主翼の隙間により生じる航空機の離陸時の騒音を 40% 低減するポテンシャルがあることが示されている²⁵。ツイスト型モーフィング翼の適用先としては、翼根と翼端のねじり角の違いによる揚力差を利用することで、エルロン の代用、あるいは左右の翼を胴体対称にねじればフラップとしての機能が期待できるほか、可変ピッチプロペラやヘリコプタのロータ・ブレードのアクティブ・ツイストとしての研究も行われている³²⁻³⁴。

1.1.4 ツイスト型モーフィング翼の先行研究例

ツイスト型モーフィング翼の先行研究として、後縁フラップへの適用を想定した研究が行われている (図 1-7, 図 1-8)^{18,25}。手法は異なるが、いずれも、後縁フラップを連続的に変形させることで翼の性能向上を図ろうとしている。FlexSys 社の研究では、実証試験まで進んでいるが、後縁の 2 か所をモーターで制御しており、ねじり角分布という点では制約を受ける。

また、翼全体がツイストする研究では、NASA と MIT によりコンプライアント機構 (図 1-9, 図 1-10) を用いた研究や²³、外板を開断面とすることでねじり剛性を下げた手法を用いた研究が行われており³⁵、風洞試験まで終了している。しかし両研究とも、翼根から翼端にかけてのねじり角分布は一定である。さらに、コンプライアント機構を用いた研究では、図 1-10 に見えるように、部品点数の多さが確認できる。一般的に、多くのアクチュエータを配置した方が、形状を細かく制御できるが、部品点数が多いと故障率の上昇、信頼性の低下を招く。一例として、リンク状の構造を組み合わせた形状記憶合金を用いた研究がある³⁶。しかし、図 1-11, 図 1-12 から分かるように、多くのアクチュエータを配置しており、その分重量増や、故障率の上昇、信頼性の低下が懸念される。

このように、既往のツイスト型モーフィング翼に関する研究では、ねじり角分布が一定のものや、ねじり角分布を変えるために、複雑な機構や多数アクチュエータを用いた研究が主であり、後者は重量増加、故障率の上昇、信頼性の低下を招く。



図 1-7 後縁フラップへの適用²⁵

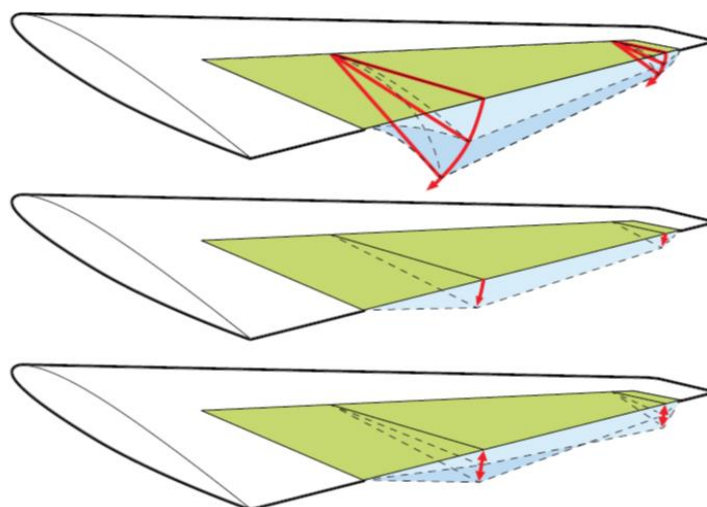


図 1-8 後縁フラップへの適用²⁵



図 1-9 コンプライアント機構を用いたツイスト型モーフィング翼機²³

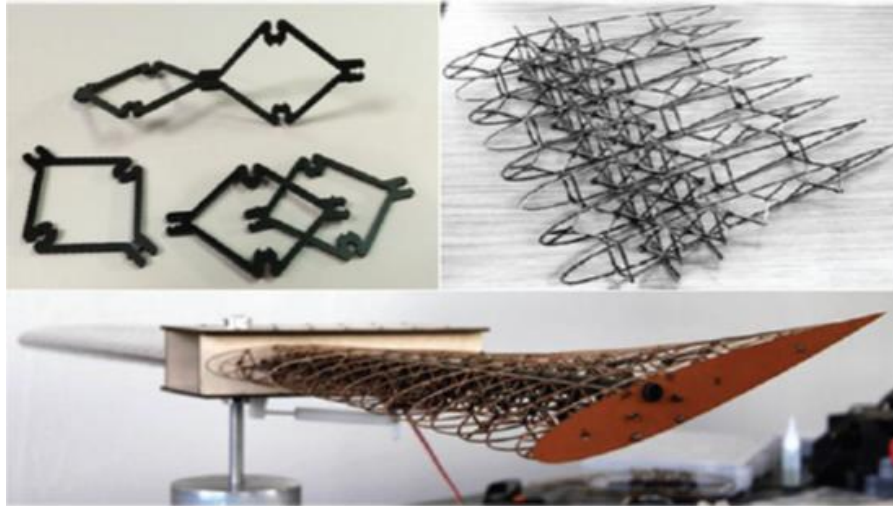


図 1-10 コンプライアント機構パーツ²³

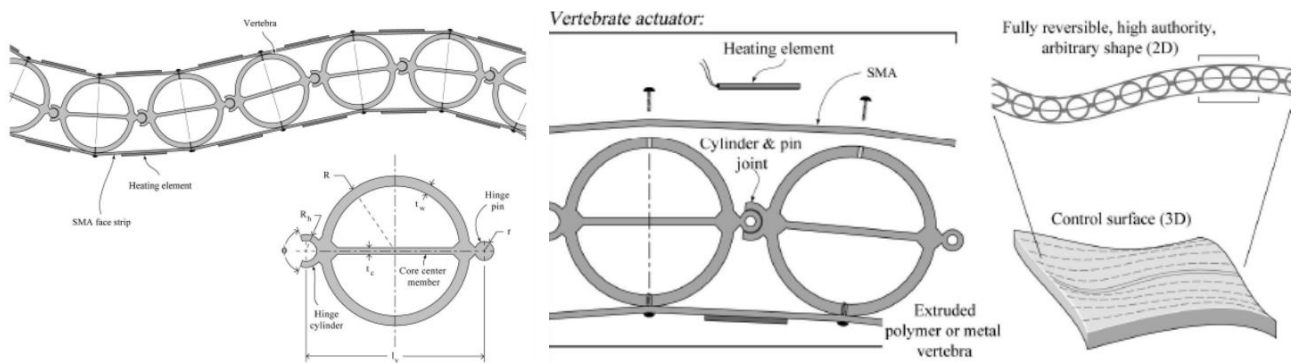


図 1-11 形状記憶合金をリンクと組み合わせた構造³⁶

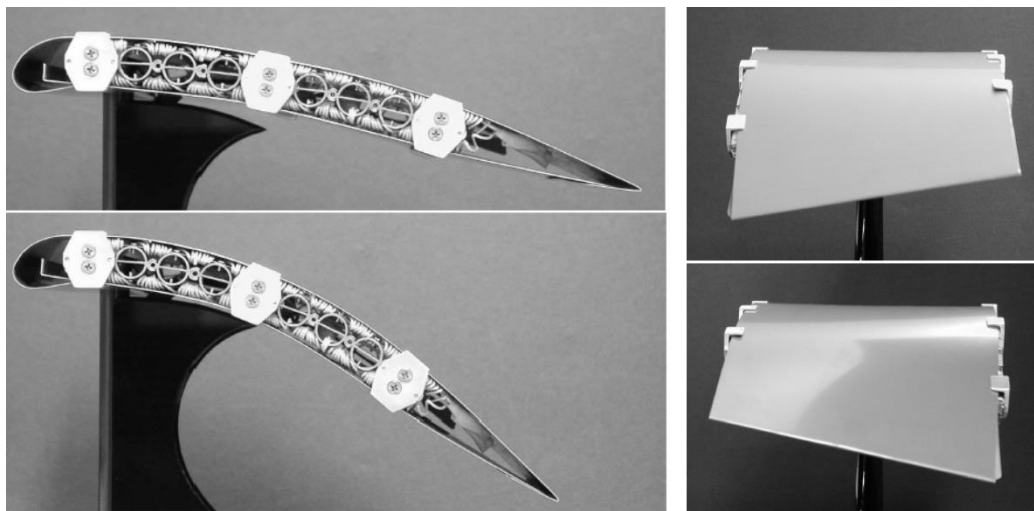


図 1-12 形状記憶合金をリンクと組み合わせた構造のモーフィング翼への適用³⁶

1.2 研究の目的

1.1 節で述べた通り，既往のツイスト型モーフィング翼に関する研究では，実現できるねじり角分布への制約，構成部品及びアクチュエータ数の増大によるシステムの複雑化などに課題が残る，それらを解決できる軽量で簡素なねじり角可変構造が期待されている．そこで本研究では，簡素な構造である中空丸棒を多柱体化することで，さらに軽量化した開断面と閉断面を組み合わせた二重筒構造（図 1-13）によるねじり角可変構造を提案し，その有効性を評価するとともに，さらにその応用として，この二重筒構造を桁に用いたツイスト型モーフィング翼（図 1-14）の実現可能性を評価することを目的とする．

二重筒構造は，内筒と任意のねじり角分布を実現するよう適切に設計された外筒で構成され，先端部分で両筒は結合されている．根本側では内筒はモーターに接続され，外筒は主構造に接続される．また，モーフィング翼への応用では，外筒の開断面部分はリブと接続され，リブ間は外板部が配置され，内筒から伝わったねじりモーメント M_T により，翼全体がねじれる（図 1-14）．

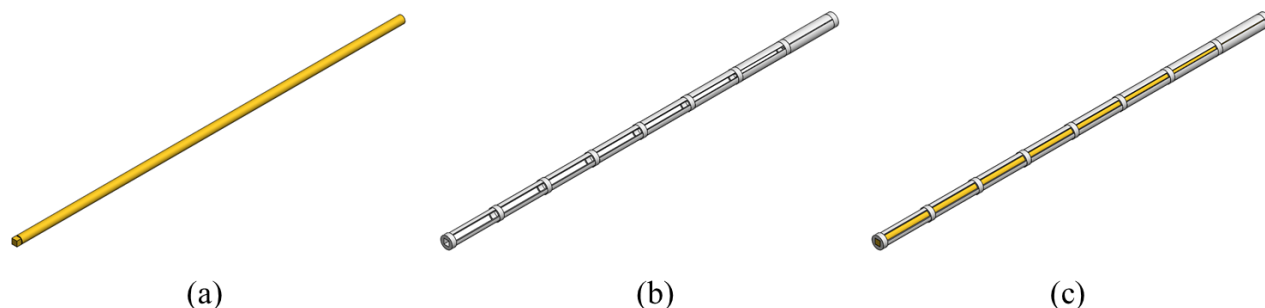


図 1-13 二重筒構造の概要(a) 内筒 (b) 外筒 (c) 二重筒構造

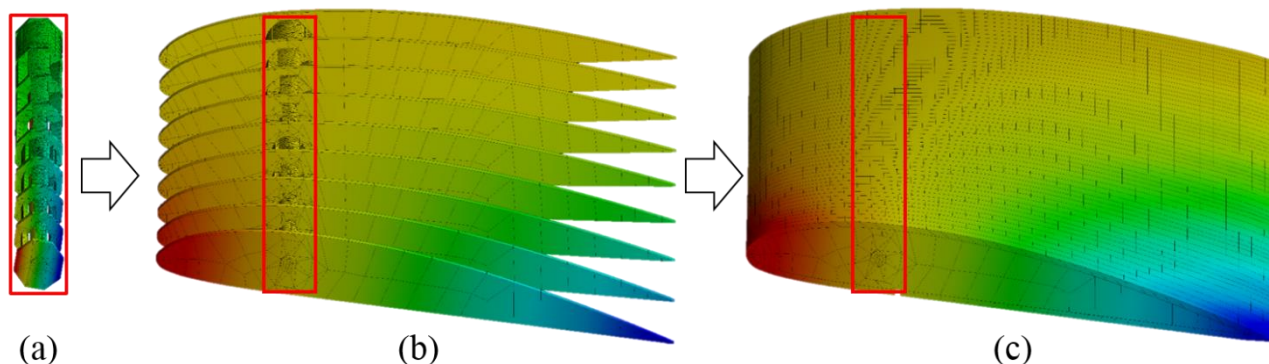


図 1-14 ツイスト型モーフィング翼への応用 (a) 桁構造 (b) 桁リブ構造 (c) モーフィング翼構造

1.3 本論文の構成

本紙ではまず、2 章において新しい形状可変構造である二重筒構造を提案する。2 章ではまず、二重筒構造のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ の理論式を導出し、その有効性を数値解析により評価する。次に、任意のねじり角分布を実現するための設計方法を確立し、その有効性を数値解析及び試験により評価する。

続いて、3 章において二重筒構造をモーフィング翼構造へ応用する。3 章ではまず、外板に関する検討を行い、外板部を含めた構造を決定する。次に、二重筒構造のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ の理論式を拡張し、外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ に関する理論式を導出する。さらに、任意のモデルを用いて、数値解析により理論式の有効性を評価する。その後、設計方法をモーフィング翼に適した形に拡張し、その有効性を数値解析及び試験により評価する。最後に、揚力発生時におけるモーフィングの実現可能性を構造面から評価するとともに、空力性能に関するモーフィング翼の有効性を数値解析及び風洞試験により評価する。

最後に、4 章において結論として、本研究の成果をまとめるとともに、今後の展望と課題・対策を述べる（図 1-15）。

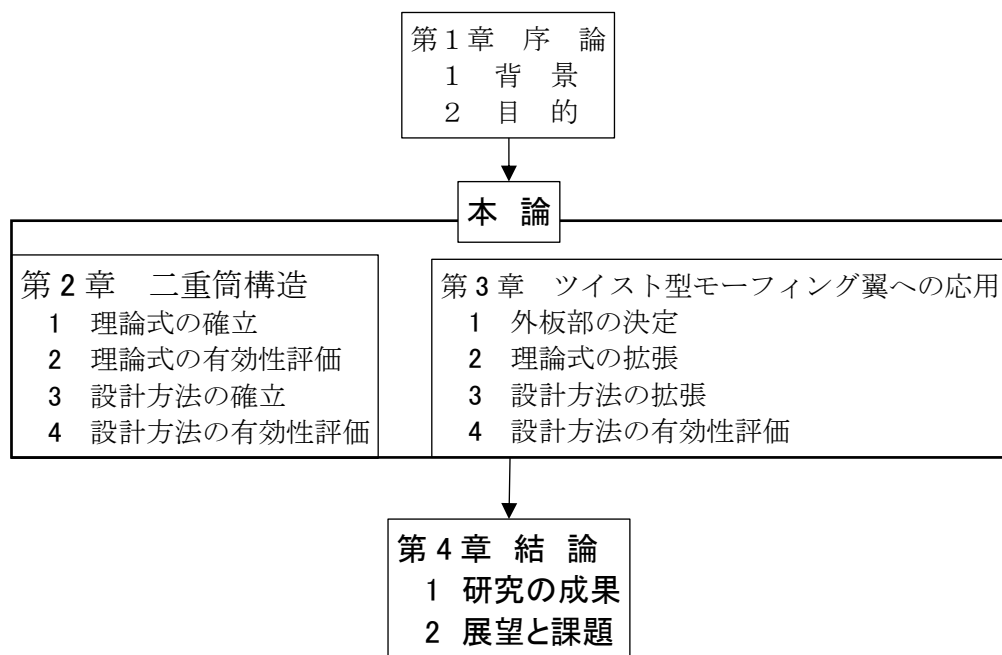


図 1-15 論文の構成概要

第2章 二重筒構造

2.1 概 要

基本的な変形の一つにねじりがあり、ねじり角分布を任意に設定できる形状可変構造物は多岐にわたる応用が期待できる。その実現には構造物の剛性を場所ごとに変える手法が考えられる。ねじる構造物の基本形状には円筒が挙げられ、剛性を下げる構造面の手法として、開断面の利用がある。例えば、内径 d_1 、肉厚 t の円筒部材において、切れ目の有無による剛性の変化を考えると、閉断面、開断面ではそれぞれ順に次式(1)、(2)で表すことができる。

$$J_c = \frac{t(\pi d_1)^2}{\pi d_1} \quad (1)$$

$$J_o = \frac{2\pi d_1 t^3}{3} \quad (2)$$

式(1)、(2)より、ねじり剛性の比は次式(3)で表せる。

$$\frac{(GJ)_o}{(GJ)_c} = \frac{4}{3} \left(\frac{t}{d_1} \right)^2 \quad (3)$$

一例として、本研究で想定している、肉厚 $t = 1 \text{ mm}$ 、内径 $d_1 = 6 \text{ mm}$ の場合、この値を式(3)に代入すると剛性比は $(1/27)$ となる。このことから、閉断面部材を開断面部材にすることで剛性は著しく下がり、ねじり易くなることが分かる。また、この式では開断面部分は1か所切れ目が入っているのみであるが、この切れ目を増やす（多柱体化する）と、剛性の設定の自由度が上がると考えられる。

そこで筆者達は、そのような考え方を発展させ、任意のねじり角分布に設定できる形状可変構造である二重筒構造（図 2-1）を提案する。提案する二重筒構造は、内筒と外筒から構成されている（図 2-1）。それぞれの役割を以下に示す。

1) 内 筒

中実丸棒で、二重筒構造の曲げモーメントを担うとともに、根本で結合されたモーターからのねじりモーメント M_T を、他端側で接続された外筒に伝達する（図 2-1）。

2) 外 筒

複数（ N 本）のほりから構成された開断面部分と、それをつなぐ閉断面部分から構成されている。根本は主構造と接続固定されている。他端（先端）は内筒と接続され、内筒からのねじりモーメント M_T を受けてねじられる（図 2-2）。ここで、任意のねじり角分布の実現のための鍵となるのが開断面部分であり、複数（ N 本）のほりで構成された多柱体となっている。このほり部分の高さに係る角度 ϕ （図 2-3）を主設計パラメータとし、目的のねじり角分布を達成できるようにねじり剛性 GJ_o を設計することで、区間ごとに異なるねじり分布に設定できる二重筒構造を実現する（図 2-1）。なお、先端部分以外の閉断面部分は、本研究では内筒と接触しないようにしている。

上記役割に応じ、本研究では内筒には外筒に比べて十分に剛な真鍮（C3604）、外筒には3Dプリンターで射出したABS樹脂を適用するとともに、内筒は中実丸棒とすることで、外筒に比べて十分に剛性を高めている。外筒は根本で固定されており、先端側程ねじれることとなる（図 2-2）。以下このねじり角 $\psi(x)$ に着目し、先端のみでなく、任意の位置 x におけるねじり角 $\psi(x)$ に関する理論式を導出する。なお、これをねじるためにはアクチュエータ及び、アクチュエータからのねじりモーメント M_T を伝達する部品が必要である。ここで、努めて軽量で簡素な構造とするために、アクチュエータは単一とすると、アクチュエータの配置は根本か他端（先端）となるが、アクチュエータ駆動のための電源や、ドライバの収納スペース及び、曲げ剛性を補うことを考慮し、主構造（根本）側とした。

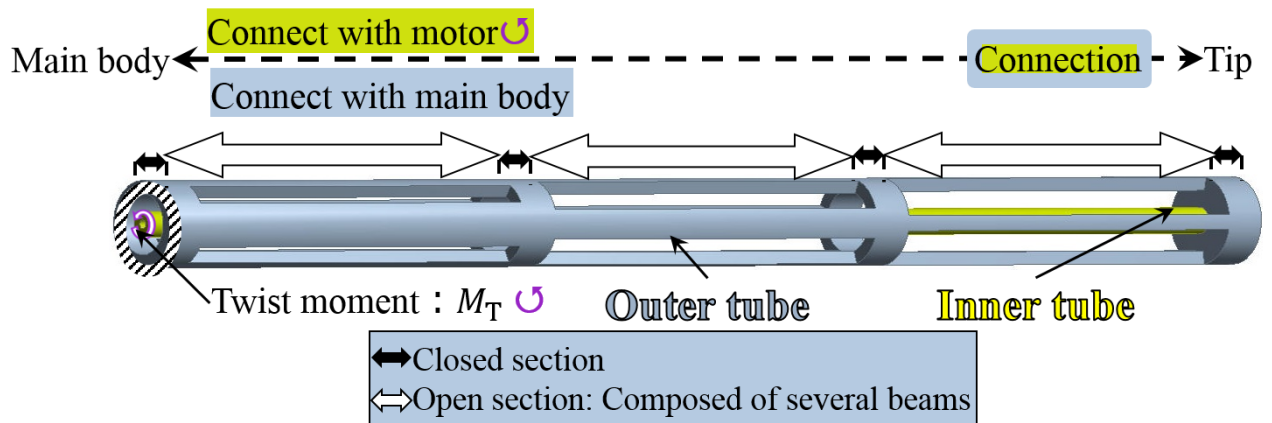


図 2-1 二重筒構造概要

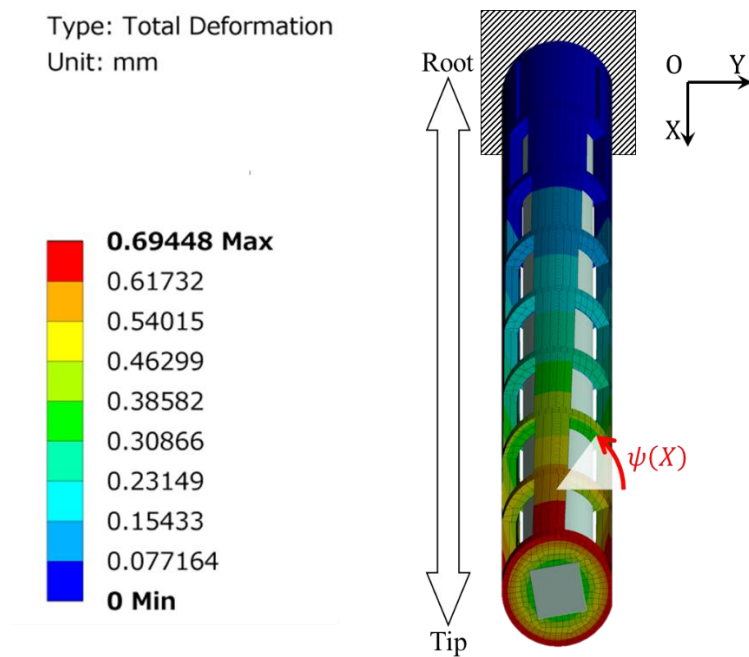


図 2-2 ねじり角 $\psi(X)$

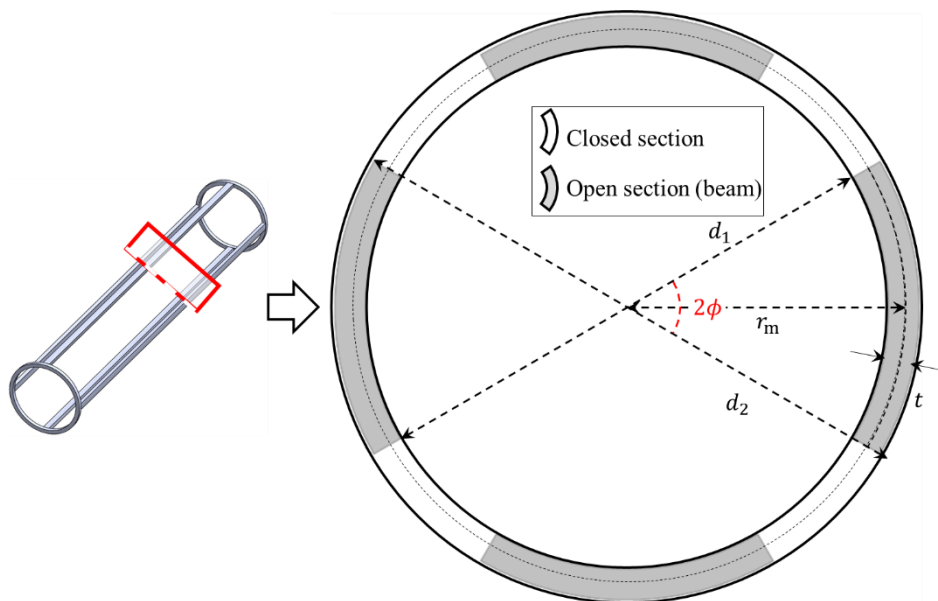


図 2-3 主設計パラメータ ϕ

2.2 二重筒構造のねじり角 $\psi(x)$ の導出

二重筒構造のねじり角 $\psi(x)$ を検討するにあたり、内筒は中実丸棒と単純であるのに対し、外筒は複数（ N 本）のはりで構成された多柱体となっており、複雑である．そのため、まずは N 本のはりが円周上に均一に配置された開断面部分と、その両端をつなぐ閉断面部分から構成された一区画の外筒のねじり角 $\psi_o(x)$ について考える（図 2-4）．

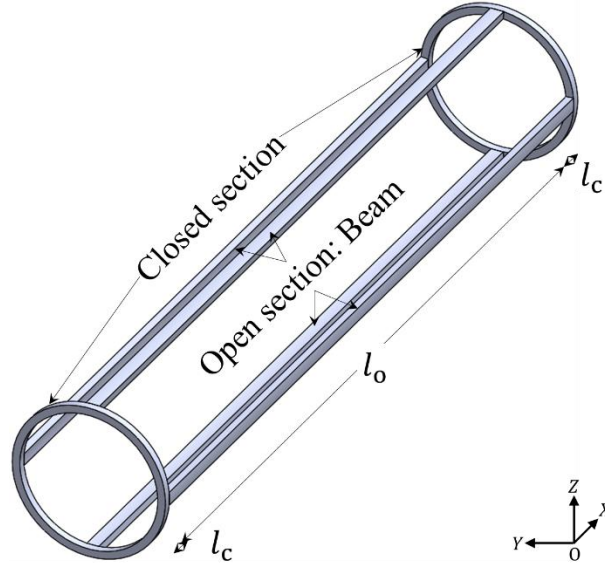


図 2-4 一区画の外筒モデル

2.2.1 ねじりモーメント M_T の分解

N 本のはりで構成された開断面部分におけるねじりモーメント M_T を考える．図 2-5 は二重筒構造の開断面部分を断面から見た図である．両端を開断面部分で固定された開断面部分には、図 2-5 のようなねじりモーメント M_T がはたらいていると考えられる．これを、分解し考えると、力 f と各はりへのモーメント T （以降ではトルクと呼ぶ）が生じていることが分かる（図 2-5）．つまり、開断面部分ではねじりモーメント M_T は力 f によって生じるモーメント $f \times r_m$ と各はりにかかるねじりトルク T の和であると考えられ、次式(4)で表せる．

$$M_T = N \times (T + f \times r_m) \quad (4)$$

ここで r_m は図 2-3 に示すように、開断面部材の内径 d_1 と外径 d_2 の半径の平均値であり、次式(5)で表される．

$$r_m = \frac{d_1 + d_2}{4} \quad (5)$$

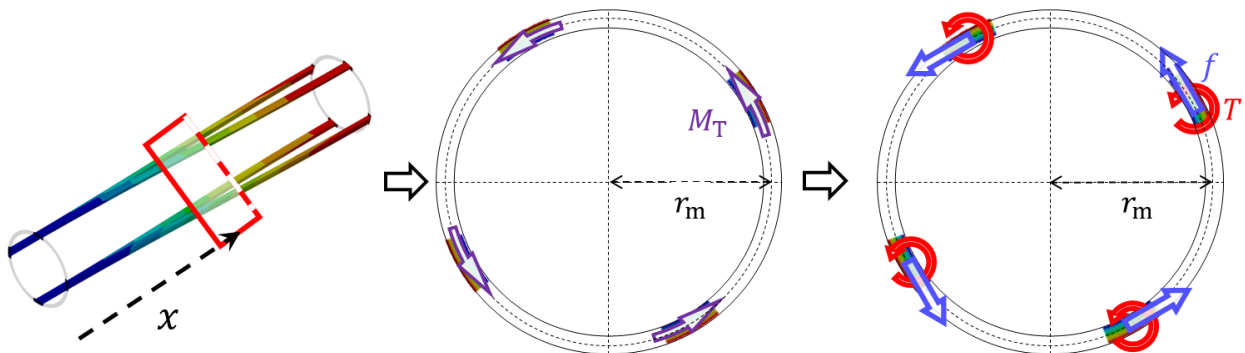


図 2-5 ねじりモーメント M_T の分解

2.2.2 ねじり角 $\psi_o(x)$ とはりの変位 $\delta_o(x)$

次に図 2-6から、ねじり角 $\psi_o(x)$ とはりの変位 $\delta_o(x)$ の関係について述べる．なお開断面に関するパラメータであるため、添え字'o'を付している．開断面部分はねじられると、各はりの断面は回転と移動（変位 $\delta_o(x)$ ）をするとみなすことができる．ここで、ねじり角 $\psi_o(x)$ は幾何学的条件から、各はりの回転角と一致していなければならないため、はりの変位が小さい場合ねじり角 $\psi_o(x)$ のための条件として、次の条件式(6)が導かれる．

$$\psi_o(x) = \tan^{-1} \frac{\delta_o(x)}{r_m} \cong \frac{\delta_o(x)}{r_m} \quad (6)$$

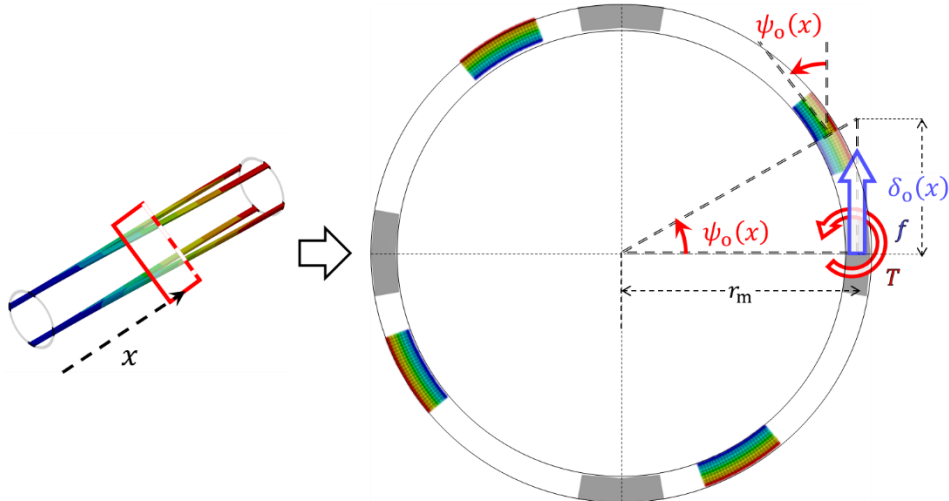


図 2-6 ねじり角 $\psi_o(x)$ と変位 $\delta_o(x)$ の関係

2.2.3 変位 $\delta_o(x)$ の算出

次に、開断面部分を横断面から見ると、図 2-7 のようになる．二重筒構造では、先端側で内筒と接続されており、外筒は根本側で主構造、内筒はモーターに接続されているため、横荷重が与えられた、両端固定のはりと考えることができる．ここで開断面部分には、前述の力 f が生じており、これがはりに生じるせん断力 f となる．さらに、開断面部分のはりの両端は開断面部分と剛節により結合されているため、はりとしてのたわみ角が0となるよう図 2-7 に記したようなモーメント M が生じている必要がある．以下、図 2-7 に示す様に、開断面のはりの長さを l_o 、ヤング率を E 、断面二次モーメントを I とし、モーメント M と横荷重 f が作用している場合のはりの変位 $\delta_o(x)$ を求める．まず、はり全体における力のつりあいより、反力を R とすると、次式(7)が成り立つ．

$$R = f \quad (7)$$

さらに、原点まわりのモーメントのつりあいより、原点に反モーメント M_0 が作用しているとする、次式(8)が成り立つ．

$$M_0 = M - fl_o \quad (8)$$

次に、任意の位置 x ($0 \leq x \leq l_o$)における断面を仮想的に切り離して考える．断面にせん断力 Q_x と曲げモーメント M_x が作用しているとする、力のつりあいより、次式(9)が成り立つ．

$$Q_x = -f \quad (9)$$

さらに、モーメントのつりあい及び式(8)、(9)より、次式(10)を得る．

$$M_x = -M_0 - Rx = -M - f(x - l_o) \quad (10)$$

ここで、曲率半径と曲げモーメントの関係式から、次式(11)を得る．

$$\frac{d^2 \delta_o}{dx^2} = -\frac{M_x}{EI} \quad (11)$$

式(11)に式(10)を代入して両辺積分すると、次式(12)を得る.

$$\frac{d\delta_o}{dx} = \frac{1}{EI} \left\{ f \left(\frac{1}{2}x^2 - l_o x \right) + Mx \right\} + C_1 \quad (12)$$

ここで、 C_1 は積分定数とする. さらに、式(12)の両辺を積分すると、次式(13)を得る.

$$\delta_o(x) = \frac{1}{EI} \left\{ f \left(\frac{1}{6}x^3 - \frac{l_o}{2}x^2 \right) + \frac{M}{2}x^2 \right\} + C_1x + C_2 \quad (13)$$

ここで、 C_2 は積分定数とする. 続いて境界条件を考える.

$$\text{(左 端)} \quad x = 0 \text{ で } \delta = 0, \quad \frac{d\delta_o}{dx} = 0$$

これを式(12), (13)にそれぞれ代入し整理すると、次式(14), (15)を得る.

$$C_1 = 0 \quad (14)$$

$$C_2 = 0 \quad (15)$$

$$\text{(右 端)} \quad x = l_o \text{ で } \frac{d\delta_o}{dx} = 0$$

これと式(14)を式(12)に代入し整理すると、次式(16)を得る.

$$M = \frac{fl_o}{2} \quad (16)$$

よって、変位 $\delta(x)$ は式(14), (15), (16)を式(13)に代入して、次式(17)を得る.

$$\delta_o(x) = -\frac{fl_o^3}{EI} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_o} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_o} \right)^3 \right\} \quad (17)$$

ここで、先端部における変位 $\delta_o(l_o)$ は $x = l_o$ を式(17)に代入して整理すると、次式(18)を得る.

$$\delta_o(l_o) = -\frac{fl_o^3}{12EI} \quad (18)$$

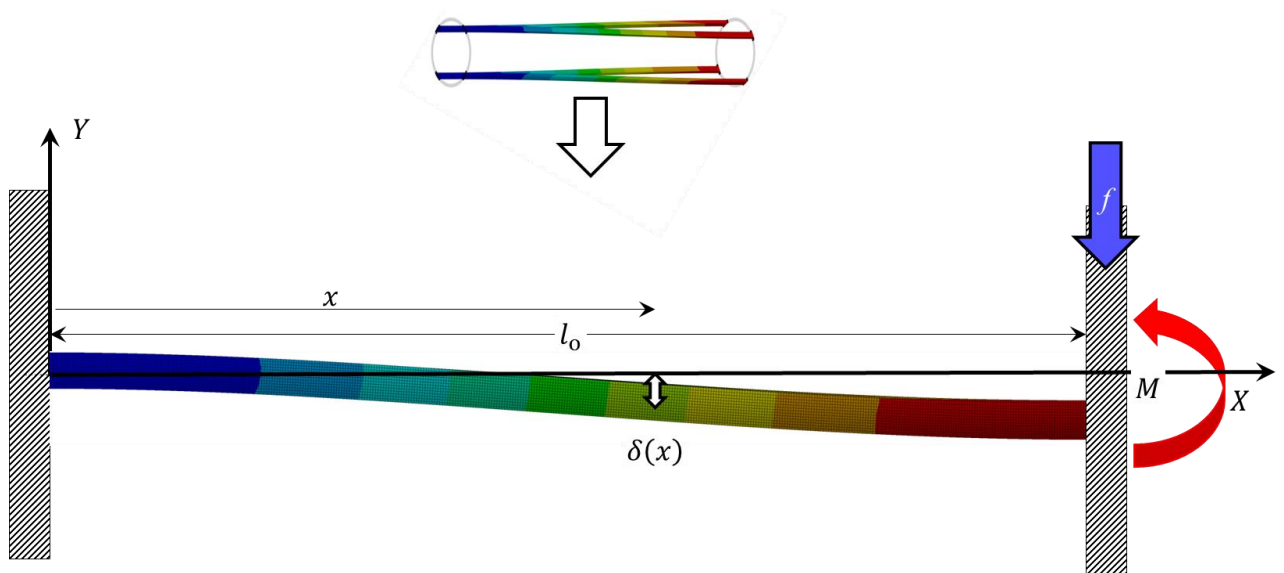


図 2-7 両端に閉断面材を配置した開断面材のたわみ

2.2.4 外筒のねじり角

前項 2.2.3 までで導出した結果を用いてねじり角 $\psi(x)$ を求める. まず、開断面部の 1 本のはりに注目する. 一般的に、部材のねじり角 $\psi(x)$ は次式(19)の St.Venant のねじりの式で表される.

$$\psi(x) = \frac{Tx}{GJ} \quad (19)$$

次に、式(6),(17)を式(19)に代入すると、次式(20)が得られる。

$$T = \frac{GJ_0 \delta_o(x)}{r_m x} = \frac{GJ_0 l_0^3 f}{EI_0 r_m x} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} \quad (20)$$

ここで、はりの断面は部分円環であり、公式より、部分円環の断面二次モーメント I_0 及び断面二次極モーメント J_0 はそれぞれ順に次式(21), (22)で示される³⁷。

$$I_0 = r_m^3 t (\phi - \sin \phi \cos \phi) \quad (21)$$

$$J_0 = 2\phi r_m t^3 k_2 \quad (22)$$

t は部分円環の厚さであり、外径 d_2 と内径 d_1 の差を2等分したものを表し（図 2-8）、次式(23)で表される。

$$t = \frac{d_2 - d_1}{2} \quad (23)$$

また、開断面部材のはりの高さに対応する角度を 2ϕ とし、 k_2 を次式(24)のように定義できる³⁷。

$$k_2 \equiv \frac{1}{3} \left(1 - \frac{192 \tanh \frac{\pi}{2} k_1}{\pi^5 k_1} \right) \quad (24)$$

ここで、部分円環を図 2-8 に示す様に、短辺の長さ a 、長辺の長さ b の矩形に近似すると、 k_1 ははりのアスペクト比（縦横比）として、次式(25)となる³⁷。

$$k_1 \equiv \frac{b}{a} = \frac{2r_m \sin \phi}{t} \quad (25)$$

なお、この矩形は短辺の長さ a 、長辺の長さ b の $b \geq a$ として近似しているため、アスペクト比 $k_1 = 1$ ($a = b$) の場合が最も近似精度が悪い。よって、この点を考慮して本研究では、はりの高さに係るパラメータ ϕ が小さくなり過ぎないように、モデルを設計した。

次に、式(20)を(4)に代入し、整理すると、力 f は次式(26)で表される。

$$f = \frac{M_T}{N \left[\frac{GJ_0 l_0^2}{EI_0 r_m x} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} + r_m \right]} \quad (26)$$

また、開断面のねじり角 $\psi_o(x)$ は、式(19), (20), (26)より、次式(27)で示することができる。

$$\psi_o(x) = \frac{M_T l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\}}{N \left[EI_0 r_m^2 + GJ_0 l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} / x \right]} \quad (27)$$

$x = l_0$ のときは、次式(28)となる。

$$\psi_o(l_0) = \frac{M_T l_0^3}{N [12EI_0 r_m^2 + GJ_0 l_0^2]} \quad (28)$$

以上が開断面区間一区画における外筒の開断面部分におけるねじり角 ψ_o である。次に、閉断面部分におけるねじり角 ψ_c を含めると、先端におけるねじり角 ψ_{tip} は、各断面のねじり角の合計となるため、開断面区間が $(n-1)$ 区画（閉断面区間： n 区画）のモデルでは、次式(29)で示することができる。

$$\psi_{tip} = \sum_{i=1}^{n-1} \psi_{o_i}(l_{o_i}) + \sum_{i=1}^n \psi_{c_i}(l_{c_i}) = M_T \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left[\frac{l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\}}{N [EI_0 r_m^2 + GJ_0 l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} / x]} \right]_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{GJ_c} \right)_i \right] \quad (29)$$

ここで、添え字'c'は閉断面部分を意味する．次に、閉断面の断面二次極モーメント J_c を考える．閉面部分の外径を d_2 、内径を d_1 とすると、閉断面の断面二次極モーメント J_c は、一般的に次式(30)で示されることが知られている．

$$J_c = \frac{\pi(d_2^4 - d_1^4)}{32} \quad (30)$$

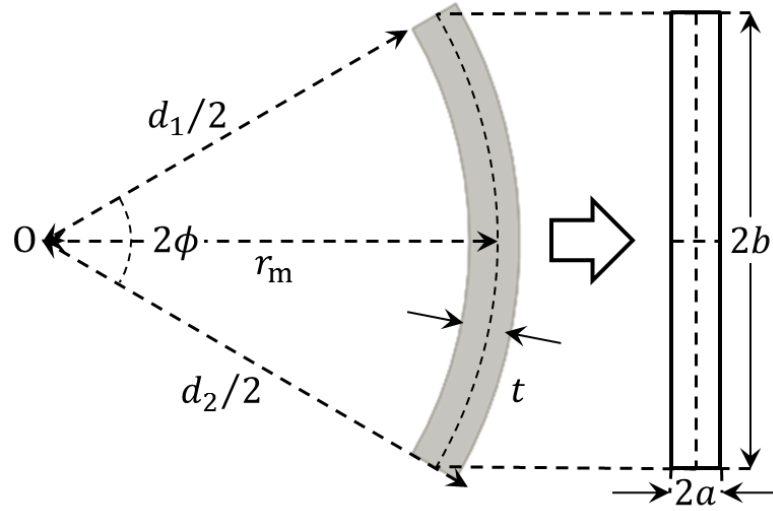


図 2-8 部分円環の矩形への近似

2.2.5 二重筒構造のねじり角

前項まで、外筒のねじり角に着目してきたが、本項では二重筒構造のねじり角について導出する．二重筒構造のねじり角は外筒に加え、内筒のねじり角を考慮する必要がある．ここで、モーターのねじり角を ψ_{motor} とすると、式(19)、(29)より、次式(31)が得られる．

$$\psi_{\text{motor}} = \psi_{\text{tip}} + \psi_{\text{inner}} = M_T \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left[\frac{l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\}}{N \left[E l r_m^2 + G J l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} / x \right]} \right]_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{G J_c} \right)_i + \frac{l_{\text{inner}}}{G J_{\text{inner}}} \right] \quad (31)$$

ここで添え字'inner'は内筒を意味する．以上が二重筒構造のねじり角 ψ に関する理論式であるが、実際の試験では先端の目標ねじり角 ψ_{tip} を決め、そのねじり角を達成するように、モーターのねじり角 ψ_{motor} を設定する．式(29)より、ねじりモーメント M_T は次式(32)で示すことができる．

$$M_T = \frac{\psi_{\text{tip}}}{\left[\sum_{i=1}^{n-1} \left[\frac{l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\}}{N \left[E l r_m^2 + G J l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} / x \right]} \right]_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{G J_c} \right)_i + \frac{l_{\text{inner}}}{G J_{\text{inner}}} \right]} \quad (32)$$

次に、式(32)を式(31)に代入すると、モーターで与えるべきねじり角 ψ_{motor} は次式(33)で求めることができる．

$$\psi_{\text{motor}} = \psi_{\text{tip}} \left[1 + \frac{l_{\text{inner}}}{G J_{\text{inner}} \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left[\frac{l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\}}{N \left[E l r_m^2 + G J l_0^3 \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right\} / x \right]} \right]_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{G J_c} \right)_i} \right]} \right] \quad (33)$$

2.3 数値解析による理論式の有効性評価

2.3.1 外筒モデル

導出した理論の有効性を検証するために、有限要素法を用いて数値解析を行った。本解析では形状が複雑である開断面部のねじり角 $\psi_o(x)$ に着目するため、前項と同様に、二重筒構造のうち一区画の外筒モデルを使用した（図 2-4）。ここで、開断面構成（開断面部のはりの高さに係る角度 ϕ と本数 N ）及び開断面部の長さ l_o を変えた 8 種類のモデル（表 2.1, 図 2-9）について理論値と数値解析結果を比較した。なお参考のため、数値解析に使用するモデルの開断面部分を弾性としたものと、剛体としたものの数値解析を行った。材料に関しては、後の有効性確認試験での試験片作成に用いた 3D プリンター（UP BOX+（図 A. 1））の ABS（Acrylonitrile Butadiene Styrene）樹脂を用いることとし、実測した材料特性を使用した（表 2.2）。材料特性評価の細部は付録「3D プリントされた ABS 樹脂モデルの材料特性」に示す。解析モデルの諸元を以下に示す。

表 2.1 数値解析モデル寸法及び拘束条件

Part	Parameter	Values							
<div></div>	Serial number	1	2	3	4	5	6	7	8
Motor	Twist moment: M_T	0.1 N · mm							
Open section: beam	External diameter: d_2	20 mm							
	Inner diameter: d_1	18 mm							
	The number of beam: N	4	8	4	8	4	8	4	8
	Design parameter: ϕ	5°		10°		5°		10°	
	Beam length: l_o	50 mm				100 mm			
Closed section	External diameter: d_2	20 mm							
	Inner diameter: d_1	18 mm							
	Span wise length: l_c	1 mm							

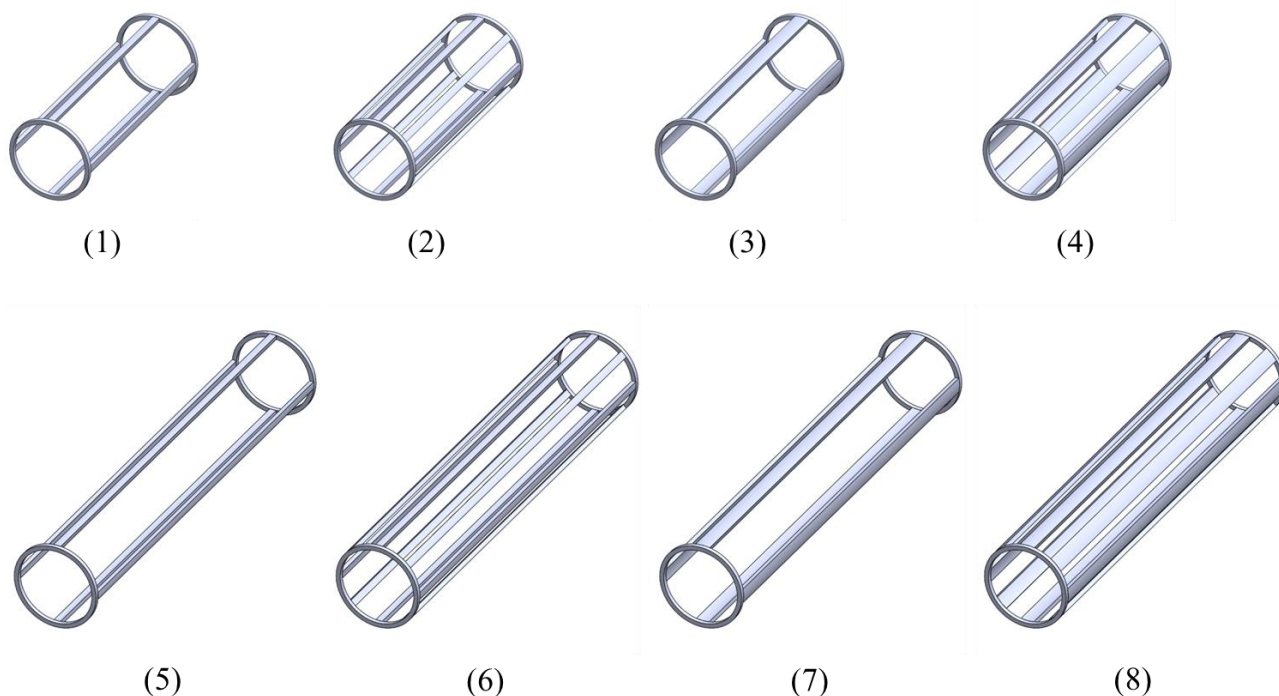


図 2-9 数値解析モデル（番号は表 2.1 のシリアルナンバーを表す。）

表 2.2 実測した ABS 材料特性

Part	Values	Units
Young's modulus: E	2767.03	MPa
Shear modulus: G	924.724	
Poisson ratio: ν	0.496	

2.3.2 評価方法

閉断面部の両端のうち一方を固定し，他方にねじりモーメント M_T を与え，数値解析を行った．その解析結果から閉断面部のねじりによる位置 x_1 における変位 $\delta_o(x_1, y_1, z_1)$ を読み取り，ねじり角 $\psi_o(x_1)$ を求める（図 2-10）．ここで，使用する数値解析ソフト（ANSYS Workbench Mechanical）によると，要素の回転が 1° 程度以上になる場合，要素の剛性変化の影響は無視できなくなり，大変形解析をするように推奨されており³⁸，大変形解析機能を off にすると，正しい回転量を示さないことが知られている³⁹．本数値解析でも，理論値から，変形量が大きくなることが予想されるため，大変形解析を行った．

ここで，はりは，X 方向に変形せず，YZ 平面内を面の中心 O からの距離を一定のまま変形するものと近似すると， $x = x_1$ の平面上にある要素のねじり角 $\psi_o(x_1)$ は次式(34)で表すことができる．

$$\psi_o(x) = 2 \sin^{-1} \frac{\delta_o(x_1, y_1, z_1)}{2\sqrt{y_1^2 + z_1^2}} \quad (34)$$

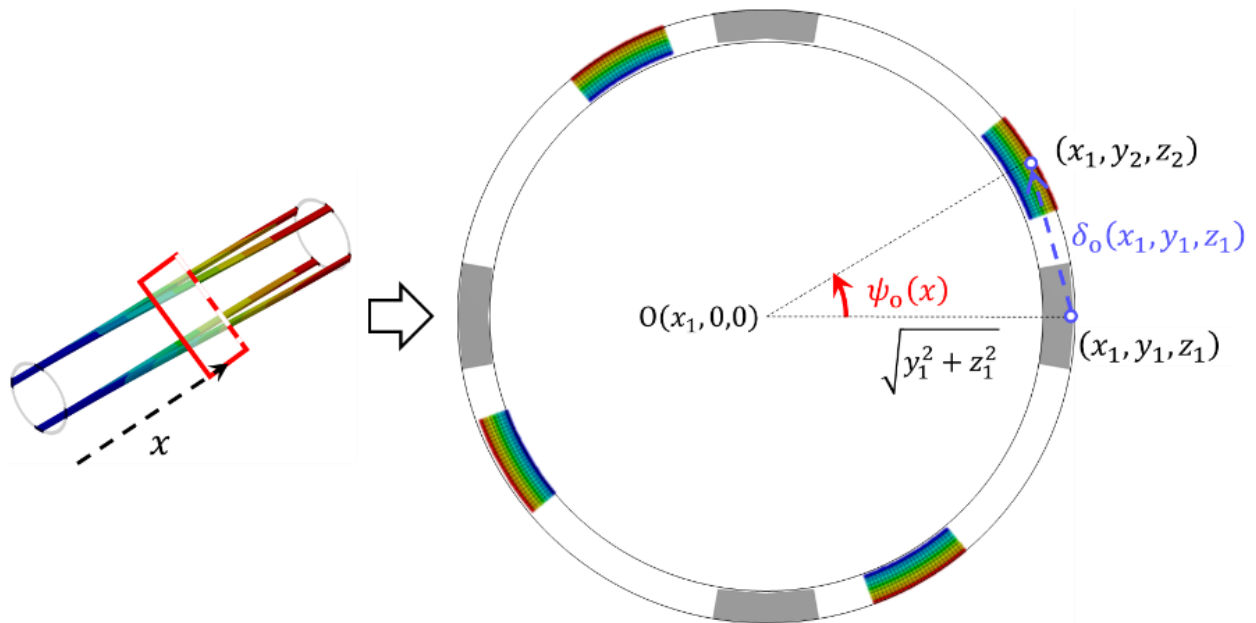


図 2-10 数値解析の概要

2.3.3 結果及び考察

各開断面部材の長さ l_0 の任意の位置 x におけるねじり角 $\psi_0(x)$ の理論値と数値解析結果を図 2-11～図 2-14 及び、表 2.3～表 2.6 に示す。図 2-11～図 2-14 より、以下の事項が分かる。

1) はりの長さ l_0 や本数 N 、高さに係る角度 ϕ に関係なく、全体的に数値解析結果は理論値とよく一致している。

2) はりの長さ l_0 及び高さに係る角度 ϕ が一定の場合、ねじり角 $\psi_0(x)$ ははりの本数 N に反比例する。これは式(28)から予想される通りであり、理論式の有効性を裏付けている。

3) 閉断面部分を剛体にした方が全体的に理論値に近い値を取る。これは、理論式構築の際に、閉断面区間は十分に剛であり、面外変形を起こさないという条件を入れているためであると考えられる。ただし、閉断面の弾性を考慮した場合でも、2.1 節で検討した通り、閉断面の方が開断面に比べ、剛性は十分に大きいため、面外変形は小さく、ねじり角分布は理論値とほぼ一致している。また、図 2-13 のケースでは、閉断面が剛体の場合と弾性体の場合であまり差は見られないが、これは他の例に比べ変形量が大きくなっていることに起因すると考えられる。一方で、両端及び中点 $\left(\frac{x}{l_0} = 0, 0.5, 1.0\right)$ では理論値に近い値をとっていることが確認でき、これは両端 $\left(\frac{x}{l_0} = 0, 1.0\right)$ で対称な拘束条件を考慮しているためであると考えられる。

以上より、開断面部分のねじり角 $\psi_0(x)$ に関する理論式は有効であると言える。

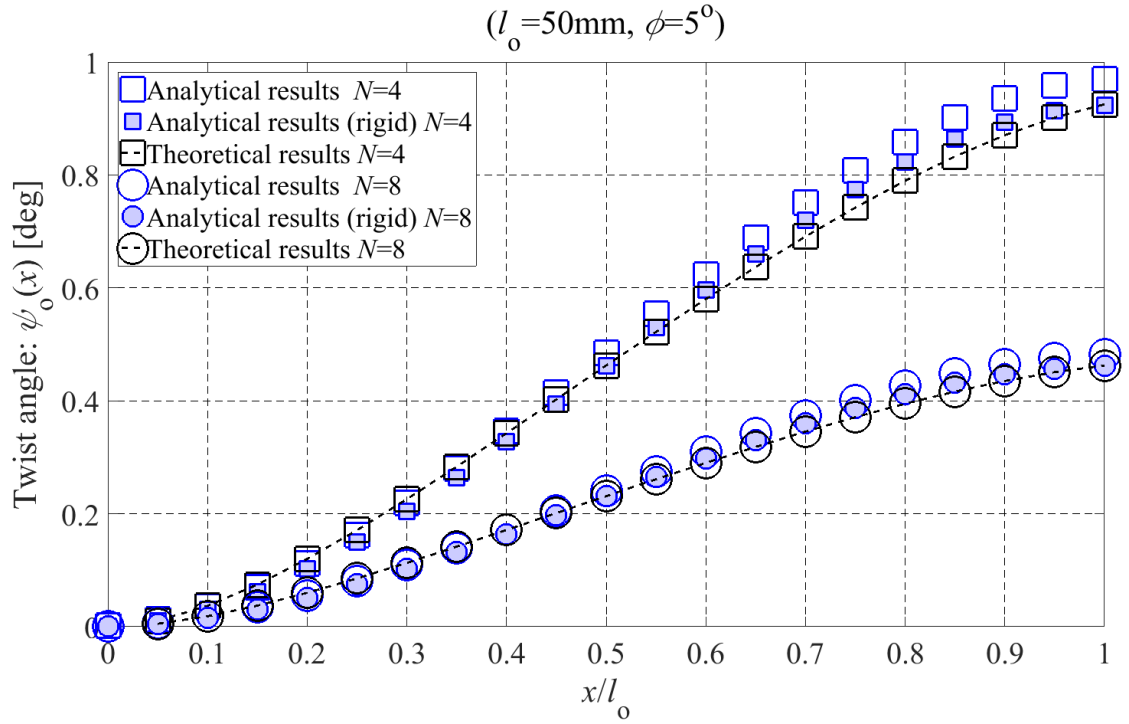


図 2-11 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o=50\text{ mm}, \phi=5^\circ$)

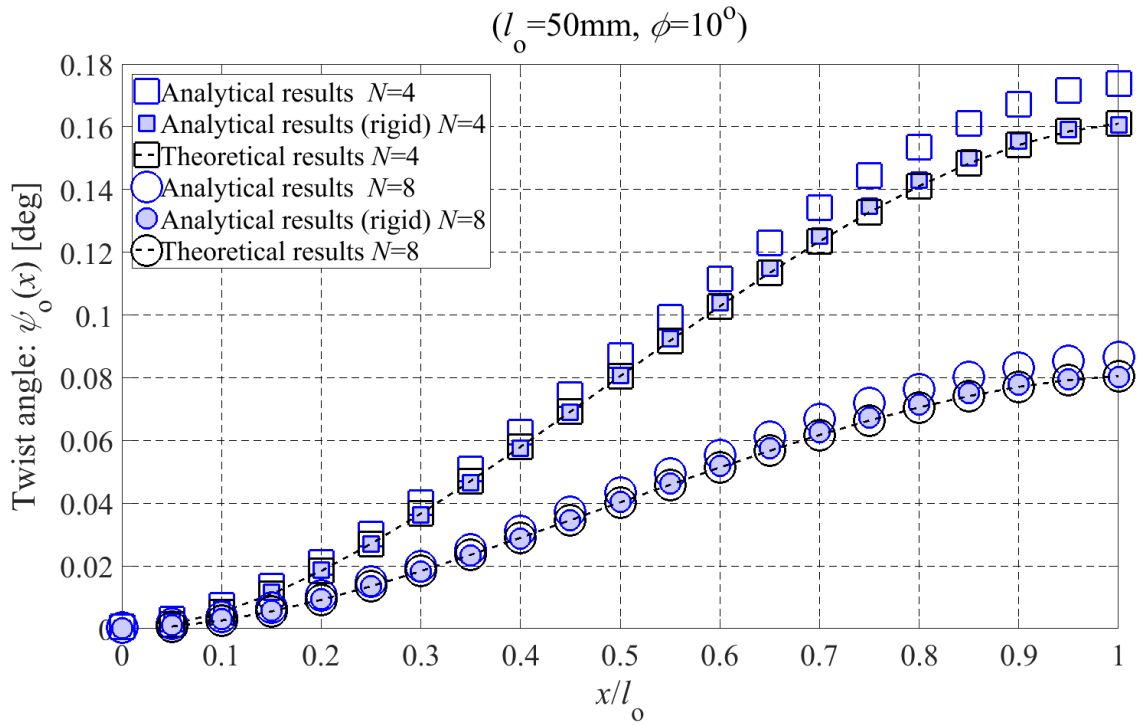


図 2-12 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o=50\text{ mm}, \phi=10^\circ$)

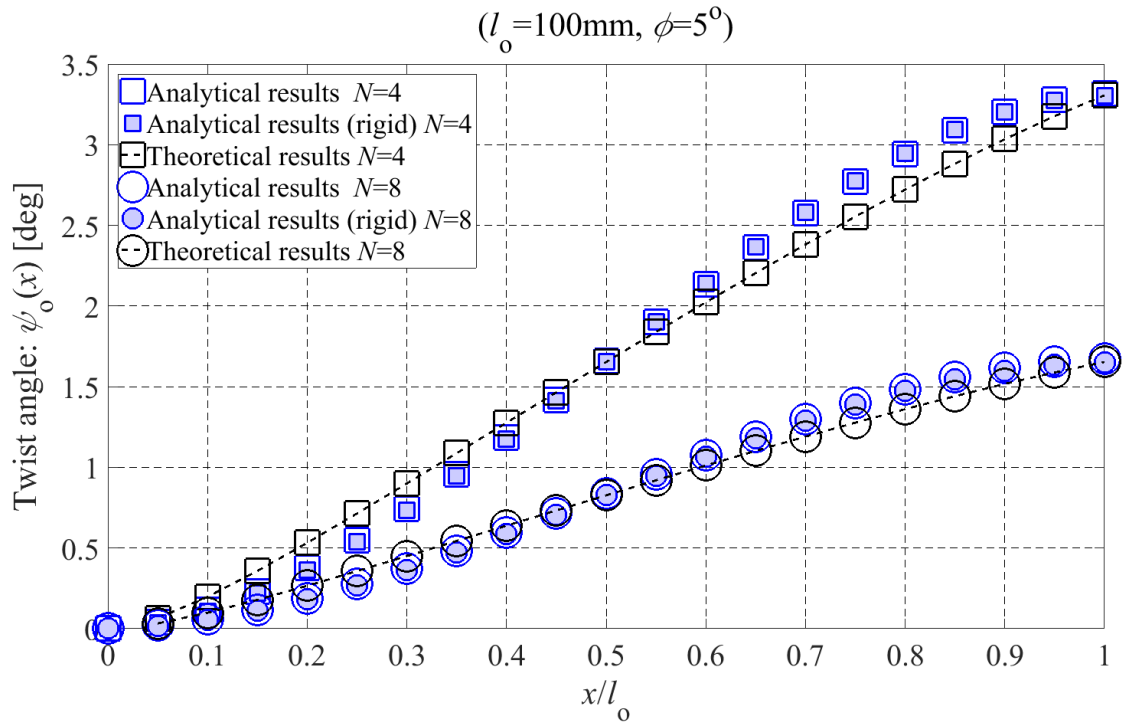


図 2-13 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o=100\text{ mm}, \phi=5^\circ$)

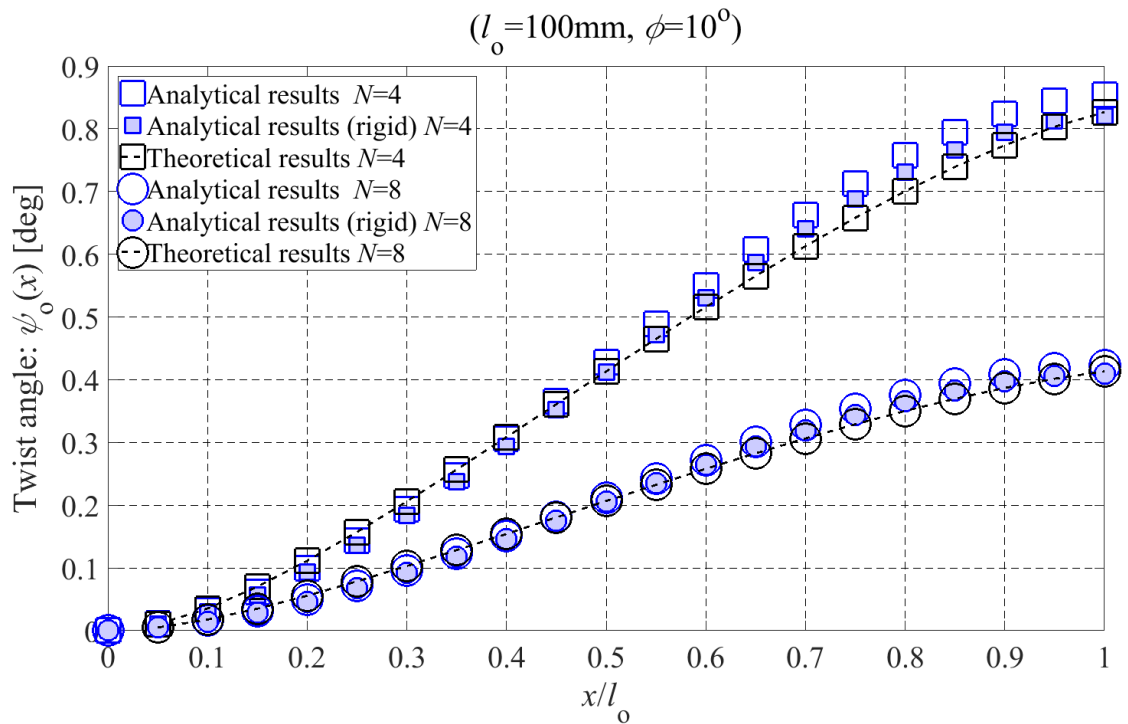


図 2-14 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o=100\text{ mm}, \phi=10^\circ$)

表 2.3 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50 \text{ mm}, \phi = 5^\circ$)

x/l_o	Twist angle: ψ_o [deg]					
	The number of beam: $N = 4$			The number of beam: $N = 8$		
	Theoretical results	Analytical results		Theoretical results	Analytical results	
		Rigid	Elastic		Rigid	Elastic
0.00		0.000	0.001		0.000	0.001
0.05	0.010	0.010	0.013	0.005	0.005	0.006
0.10	0.037	0.031	0.036	0.018	0.015	0.018
0.15	0.074	0.062	0.069	0.037	0.031	0.034
0.20	0.120	0.102	0.112	0.060	0.051	0.056
0.25	0.171	0.150	0.162	0.086	0.075	0.080
0.30	0.226	0.205	0.218	0.113	0.102	0.109
0.35	0.283	0.265	0.280	0.142	0.132	0.139
0.40	0.343	0.328	0.346	0.171	0.164	0.172
0.45	0.403	0.395	0.415	0.201	0.197	0.206
0.50	0.463	0.462	0.485	0.231	0.231	0.241
0.55	0.522	0.530	0.554	0.261	0.265	0.275
0.60	0.580	0.596	0.623	0.290	0.298	0.309
0.65	0.637	0.660	0.689	0.318	0.330	0.342
0.70	0.691	0.720	0.751	0.346	0.360	0.373
0.75	0.742	0.775	0.808	0.371	0.387	0.401
0.80	0.790	0.823	0.859	0.395	0.411	0.427
0.85	0.833	0.863	0.902	0.416	0.431	0.448
0.90	0.870	0.894	0.935	0.435	0.447	0.464
0.95	0.902	0.915	0.958	0.451	0.457	0.476
1.00	0.925	0.923	0.970	0.463	0.461	0.482

表 2.4 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)

x/l_o	Twist angle: ψ_o [deg]					
	The number of beam: $N = 4$			The number of beam: $N = 8$		
	Theoretical results	Analytical results		Theoretical results	Analytical results	
		Rigid	Elastic		Rigid	Elastic
0.00		0.000	0.001		0.000	0.000
0.05	0.001	0.002	0.003	0.001	0.001	0.002
0.10	0.005	0.006	0.008	0.003	0.003	0.004
0.15	0.011	0.012	0.014	0.005	0.006	0.007
0.20	0.018	0.019	0.021	0.009	0.009	0.011
0.25	0.027	0.027	0.030	0.014	0.013	0.015
0.30	0.037	0.036	0.040	0.018	0.018	0.020
0.35	0.047	0.047	0.051	0.024	0.023	0.025
0.40	0.058	0.058	0.063	0.029	0.029	0.031
0.45	0.069	0.069	0.075	0.035	0.035	0.037
0.50	0.081	0.081	0.087	0.040	0.040	0.043
0.55	0.092	0.092	0.099	0.046	0.046	0.049
0.60	0.103	0.104	0.111	0.051	0.052	0.055
0.65	0.113	0.115	0.123	0.057	0.057	0.061
0.70	0.123	0.125	0.134	0.062	0.063	0.067
0.75	0.133	0.135	0.144	0.066	0.067	0.072
0.80	0.141	0.143	0.153	0.071	0.072	0.076
0.85	0.148	0.150	0.161	0.074	0.075	0.080
0.90	0.154	0.156	0.167	0.077	0.078	0.083
0.95	0.159	0.159	0.172	0.079	0.080	0.085
1.00	0.161	0.161	0.174	0.081	0.080	0.087

表 2.5 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100 \text{ mm}$, $\phi = 5^\circ$)

x/l_o	Twist angle: ψ_o [deg]					
	The number of beam: $N = 4$			The number of beam: $N = 8$		
	Theoretical results	Analytical results		Theoretical results	Analytical results	
		Rigid	Elastic		Rigid	Elastic
0.00		0.00	0.00		0.00	0.00
0.05	0.06	0.03	0.04	0.03	0.02	0.02
0.10	0.20	0.11	0.12	0.10	0.05	0.06
0.15	0.36	0.22	0.23	0.18	0.11	0.12
0.20	0.53	0.36	0.38	0.27	0.18	0.19
0.25	0.71	0.54	0.55	0.36	0.27	0.28
0.30	0.90	0.73	0.74	0.45	0.37	0.37
0.35	1.09	0.95	0.96	0.54	0.47	0.48
0.40	1.28	1.18	1.18	0.64	0.59	0.60
0.45	1.47	1.41	1.42	0.73	0.71	0.72
0.50	1.65	1.66	1.66	0.83	0.83	0.84
0.55	1.84	1.90	1.90	0.92	0.95	0.96
0.60	2.02	2.14	2.14	1.01	1.07	1.08
0.65	2.20	2.37	2.36	1.10	1.18	1.19
0.70	2.38	2.58	2.58	1.19	1.29	1.30
0.75	2.55	2.78	2.77	1.28	1.39	1.40
0.80	2.72	2.95	2.94	1.36	1.47	1.48
0.85	2.88	3.09	3.09	1.44	1.54	1.56
0.90	3.03	3.20	3.20	1.52	1.60	1.62
0.95	3.18	3.28	3.28	1.59	1.64	1.65
1.00	3.31	3.31	3.32	1.65	1.65	1.67

表 2.6 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100 \text{ mm}, \phi = 10^\circ$)

x/l_o	Twist angle: ψ_o [deg]					
	The number of beam: $N = 4$			The number of beam: $N = 8$		
	Theoretical results	Analytical results		Theoretical results	Analytical results	
		Rigid	Elastic		Rigid	Elastic
0.00		0.000	0.001		0.000	0.001
0.05	0.010	0.010	0.012	0.005	0.005	0.006
0.10	0.035	0.029	0.033	0.018	0.015	0.016
0.15	0.070	0.057	0.062	0.035	0.028	0.031
0.20	0.112	0.093	0.099	0.056	0.046	0.049
0.25	0.157	0.136	0.143	0.079	0.067	0.071
0.30	0.206	0.184	0.193	0.103	0.092	0.096
0.35	0.257	0.237	0.248	0.128	0.118	0.123
0.40	0.309	0.294	0.306	0.154	0.146	0.151
0.45	0.361	0.352	0.366	0.180	0.176	0.181
0.50	0.413	0.412	0.428	0.207	0.206	0.212
0.55	0.465	0.472	0.489	0.233	0.236	0.242
0.60	0.516	0.531	0.550	0.258	0.265	0.272
0.65	0.565	0.587	0.608	0.283	0.293	0.301
0.70	0.613	0.640	0.662	0.306	0.320	0.328
0.75	0.658	0.689	0.713	0.329	0.344	0.353
0.80	0.700	0.731	0.757	0.350	0.365	0.375
0.85	0.739	0.767	0.795	0.370	0.383	0.394
0.90	0.774	0.794	0.824	0.387	0.397	0.409
0.95	0.803	0.813	0.844	0.402	0.406	0.418
1.00	0.827	0.820	0.854	0.413	0.410	0.423

2.4 設計方法

2.4.1 手 順

二重筒構造では、その目的に応じてねじり角分布を任意に設定できることが求められる。そこで、前章で得た理論に基づき、目的の角度分布を達成するための設計方法を確立した。設計の手順は以下の通りである（図 2-15）。

1) 各閉断面位置における目標ねじり角 $\psi(X_n)$ を決める（ねじり角分布を設定する）。

2) 主設計パラメータ ϕ 以外のパラメータを事前に決める。ここで、理論式ではモーターからのねじりモーメント M_T を与えているが、実際の試験ではステッピングモーターの利用を想定しており、モーターのねじり角 ψ_{motor} が与えられる。理論式によると、ねじりモーメント M_T は、ステッピングモーターからのねじり角 ψ_{motor} が付与されたときに二重筒構造に付与されているねじりモーメントであると考えることができる。

3) 1)2)を満たす主設計パラメータ ϕ を求める。この際、式(27)より、設計パラメータ ϕ は非線形方程式で表されるため、今回は Excel (Microsoft Office)のゴールシーク機能を用いて求めた。

なお設計に際し、式(27)より、材料特性からはヤング率 E 、静的せん断弾性率 G 、構造面からは、各部材長さ l_0 、断面二次モーメント I_0 、断面二次極モーメント J_0 、はりの本数 N 、各閉断面部材のはりの高さに係る ϕ が設計変数となり得るが、本研究でははり部分の材料は同一材料とし、各閉断面部材のはりの高さに係る ϕ を主設計パラメータとし、他の変数は翼のサイズや重量といった要因を考慮して事前に設定することとした。

ここで、閉断面区間のねじり角 $\psi_c(l_c)$ と開断面区間のねじり角 $\psi_o(l_o)$ の比は式(19)、(28)より、次式(35)で表せる。

$$\frac{\psi_c(l_c)}{\psi_o(l_o)} = \frac{\{M_T l_c / G J_c\}}{[(M_T l_o^3) / \{N(12EI_o r_m^2 + GJ_o l_o^2)\}]} = \frac{l_c}{l_o} \times \frac{N\{12EI_o(r_m/l_o)^2 + GJ_o\}}{GJ_c} \quad (35)$$

寸法は次項 2.4.2 以降用いる寸法値（下記表 2.7）の値を参考に、外筒の剛性の最も大きくねじりにくい区間（ $l_o = 30 \text{ mm}$, $r_m = 3 \text{ mm}$, $\phi = 44.2^\circ$ ）を考える。式(35)に各値を代入すると、式(35)は、約0.74%となり、閉断面区間のねじり角 $\psi_c(l_c)$ は開断面のねじり角 $\psi_o(l_o)$ に比べて十分に小さいことが分かる。

ここで、主設計パラメータ ϕ は開断面区間の剛性が最も大きくねじりにくい場合を想定したため、主設計パラメータ ϕ の小さい区間では、開断面区間のねじり角 $\psi_o(l_o)$ に対する閉断面区間のねじり角 $\psi_c(l_c)$ はさらに小さくなる。よって、本研究では開断面部のねじり角 $\psi_o(l_o)$ を目標ねじり角として設計する。この結果を用いて、外筒の先端におけるねじり角 ψ_{tip} は開断面のねじり角 ψ_o の合計に等しい（ $\psi_{\text{tip}} \cong \psi_o$ ）と近似し、内筒のねじり角 ψ_{inner} と外筒の先端におけるねじり角 ψ_{tip} の比を取ると、次式(36)となる。

$$\frac{\psi(l_{\text{inner}})}{\psi_{\text{tip}}} < \frac{\psi(l_{\text{inner}})}{\sum_{i=1}^{n-1} \psi_{o_i}} < \frac{(M_T l_{\text{inner}} / G J_{\text{inner}})}{[(n-1)(M_T l_o^3) / \{N(12EI_o r_m^2 + GJ_o l_o^2)\}]} = \frac{l_{\text{inner}}}{l_o} \times \frac{N\{12EI_o(r_m/l_o)^2 + GJ_o\}}{(n-1)GJ_{\text{inner}}} \quad (36)$$

同様に、式(36)に次項 2.4.2 以降用いる寸法値（下記表 2.7）の値を参考に、外筒は剛性の最も大きくねじりにくい区間（ $l_o = 30 \text{ mm}$, $r_m = 3 \text{ mm}$, $\phi = 44.2^\circ$ ）で全区間構成されている場合を考える。式(36)に各値を代入すると、約0.36%となり、内筒のねじり角 $\psi(l_{\text{inner}})$ は外筒の先端におけるねじり角 ψ_{tip} に比べて十分に小さいことが分かる。

ここで、主設計パラメータ ϕ は開断面区間の剛性が最も大きくねじりにくい場合を想定したため、主設計パラメータ ϕ の小さい区間では、開断面区間のねじり角 $\sum_{i=1}^{n-1} \psi_{o_i}$ に対する内筒のねじり角 $\psi(l_{\text{inner}})$ はさらに小さくなる。そしてこれは、式(31)より、ステッピングモーターのねじり角 ψ_{motor} は先端におけるねじり角 ψ_{tip} にほぼ等しいことを意味する。これは内筒が外径は外筒よりも小さいものの、閉断面部材である中実丸棒であるとともに、内筒に適用予定の真鍮 C3604 が外筒に比べ弾性率が高いことから、内筒は構造・材料の両面で外筒に比べ十分に剛であるためである。以上の結果から、本研究では原則として内筒については剛体として、以下数値解析を行う。

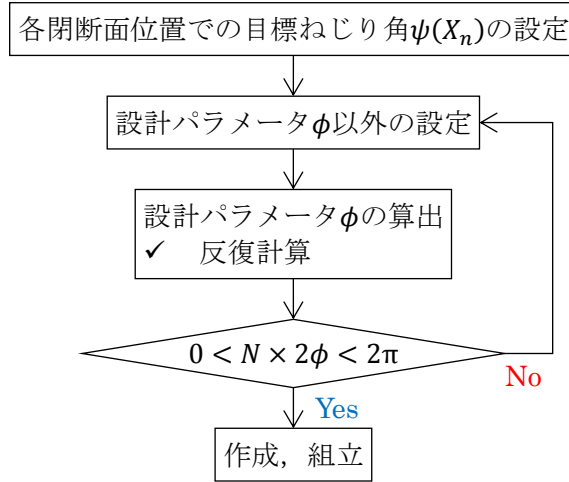


図 2-15 設計の流れ

2.4.2 設計例

前項の設計方法に基づき評価モデルを設計した（図 2-16）。細部寸法及び数値解析条件は表 2.7 の通りである。前項同様、数値解析では変位 $\delta(x)$ を得られるので、これから式(31)を用いてねじり角 $\psi(x)$ に換算する。なお、ねじり角分布については、一例として根本側から他端にかけて、各区間で $0.25^\circ \sim 2^\circ$ 変化するものとし、先端部で 9° ねじられるように設定した。式で表すと、次式(37)、(38)の通りである。

$$\psi(X_1) = 0^\circ \quad (37)$$

$$\psi(X_{n+1}) = \psi(X_n) + 0.25^\circ \times n \quad (38)$$

ここで、 X は翼根からのスパン方向への座標を意味し、 n は根本側から先端側にかけての閉断面部1～9の番号を意味し、 X_n は n 番目の閉断面区間の中心とする。 X と n は式で表すと、次式(41)の通りである。

$$X_n = (n-1)l_o + \frac{1+(n-1)}{2}l_c \quad (39)$$

図 2-16 より、ねじり角の小さい根本側ほど外筒のはり部分は太く（ ϕ が大きく）、ねじり角の大きい先端側ほど外筒のはり部分が細く（ ϕ が小さく）なっていることが確認できる。また、モデル寸法は将来的に用いる風洞の大きさの制限、3D プリンターの大きさの制限等を考慮し、スパン長 $267 \text{ mm} (\sum l_o + \sum l_c = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9)$ とした。

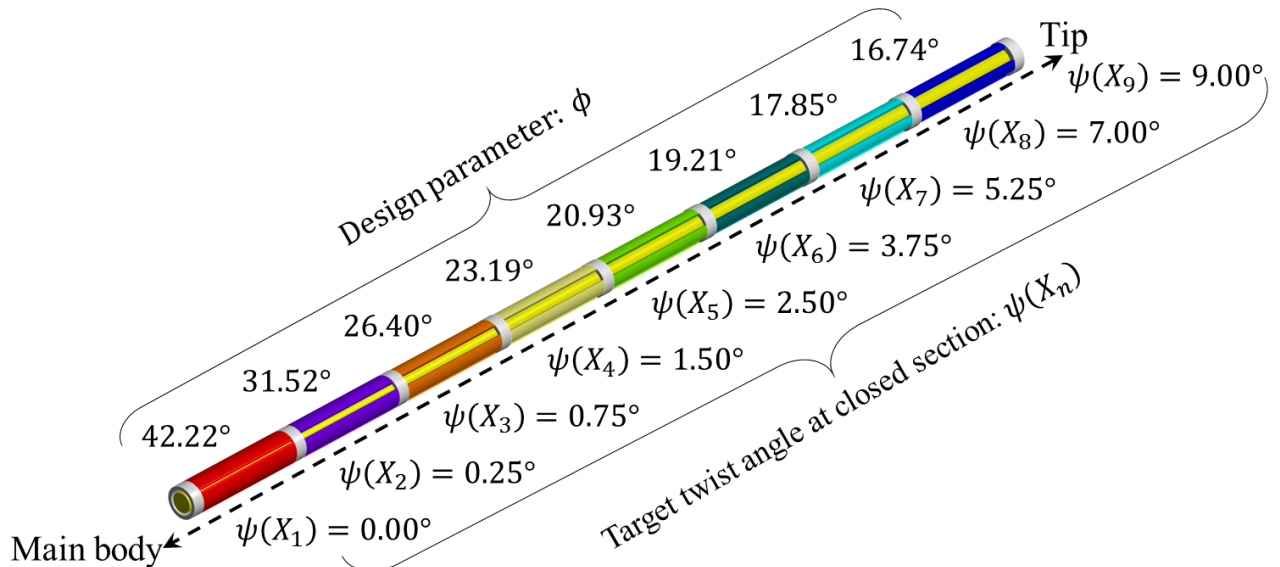


図 2-16 二重筒構造設計結果

表 2.7 数値解析モデル及び数値解析条件

Part			Parameter	Values									
Motor			Twisting moment: M_T	3.5 N · mm									
Double cylindrical tube	Outer tube	Closed section	Number: n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
			Radius: r_m	3.50 mm									
			Width: t	1.00 mm									1.50 mm
			Internal diameter: d_1	6.00 mm									5.00 mm
			External diameter: d_2	8.00 mm									
			Span-wise length: l_c	3.00 mm									
			Target twist angle: $\psi(X_n)$	0.00°	0.25°	0.75°	1.50°	2.50°	3.75°	5.25°	7.00°	9.00°	
			Design parameter: ϕ	42.22°	31.52°	26.40°	23.19°	20.93°	19.21°	17.85°	16.74°		
			Width: t	1.00 mm									
			Radius: r_m	3.50 mm									
			Internal diameter: d_1	6.00 mm									
			External diameter: d_2	8.00 mm									
			The number of beam: N	4									
			Span-wise length l_o	30.0 mm									
	Inner tube	Span-wise length l_{inner}		267 mm ($\sum l_o + \sum l_c = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9$)									
			Internal diameter: d_1	0.00 mm									
			External diameter: d_2	5.00 mm									

2.5 設計方法の有効性評価

2.5.1 ねじりモーメント M_T を付与した場合

2.5.1.1 概 要

前項の設計方法に基づきモデルの設計を行い，まずは数値解析により設計方法の有効性を評価した（図 2-17）．数値解析には 2.3 節と同様に，大変形解析を行った．メッシュの大きさは構成部品で最も薄いはり部分の肉厚 $t = 1 \text{ mm}$ を考慮し，また用いた数値解析ソフト（ANSYS workbench）の節点数の制約より，その半分の 0.5 mm とした．さらに，2.3.3 項の結果を考慮し，複数区画のモデルにおける閉断面部分の剛性の影響を評価するため，ステッピングモーターからのねじり角 ψ_{motor} ではなく，ねじりモーメント M_T を付与し，数値解析を行った．

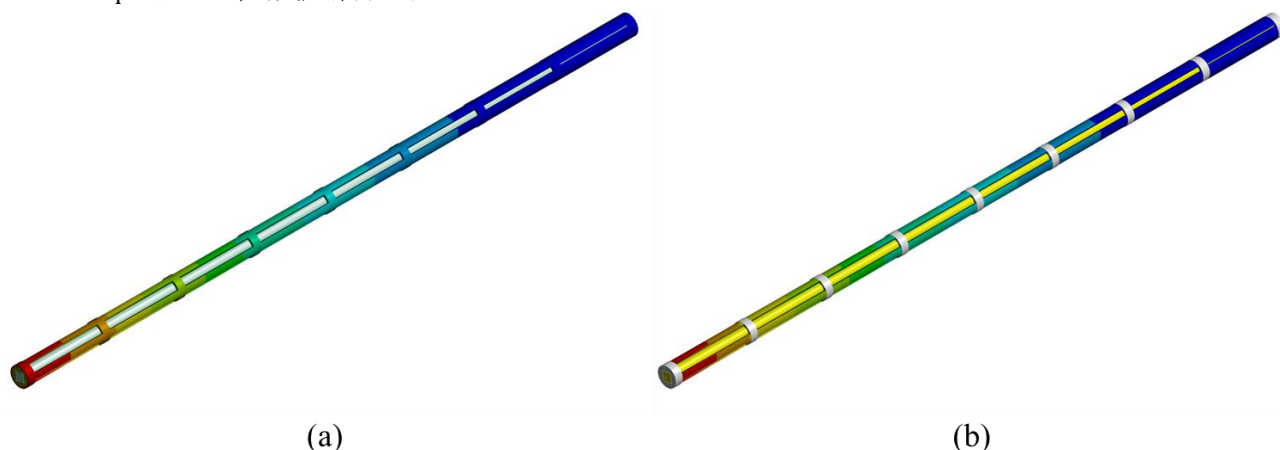


図 2-17 数値解析の様子 (a) 閉断面区間弾性体 (b) 閉断面区間剛体

2.5.1.2 ねじり角 $\psi(X)$ の理論値と数値解析結果比較

ねじり角 $\psi(X)$ の理論値と数値解析結果比較を図 2-18 及び表 2.8 に示す．ここで，閉断面部の剛性の影響を見るため，次項 2.5.2 で用いる閉断面部分にリブを配置することで剛性を高めたモデル及び，閉断面部分を剛体としたモデルの数値解析結果と比較し，閉断面部分の剛性の違いによるねじり角 $\psi(X)$ への影響を比較した．なお，閉断面部分にリブを配置したモデルの数値解析の評価方法は 2.5.2.2 で述べる．図 2-18 より，以下の事項が分かる．

1) ねじり角 $\psi(X)$ について，数値解析結果は，目標ねじり角に設定した閉断面部分におけるねじり角 $\psi(X_n)$ のみでなく，閉断面部分におけるねじり角も理論値と全体的に類似した傾向が見られる．これにより，閉断面部分を境にねじり角分布を変えられる，任意のねじり角分布に設定できる二重筒構造の提案の有効性を数値解析レベルにおいて示すことができた．

2) ねじり角 $\psi(X)$ について，数値解析結果は閉断面部材の剛性が高い方が理論値に近い値を取る．

閉断面部分に Clark Y の翼型リブを配置することで，誤差が小さくなり，さらに，閉断面部分を剛体として数値解析を行うと，より理論値に近い値をとることが確認できた．これにより，閉断面部分の剛性を高めることで理論値に近い値を示すことが分かる．これは，理論式の導出にあたり，変位 $\delta(x)$ の算出に用いた境界条件において，閉断面部分のはりの両端に配置した閉断面部分が変形しないと設定したためである．しかし，実際には閉断面部分は変形を起こすため，閉断面部分の剛性が高い方が，理論の前提に近くなり，理論値に近い値をとると考えられる．

3) 内筒と外筒の結合側において誤差が大きくなる．

この要因は先端側の方が，根本側からの誤差が蓄積し，誤差が大きくなるためであると考えられる．

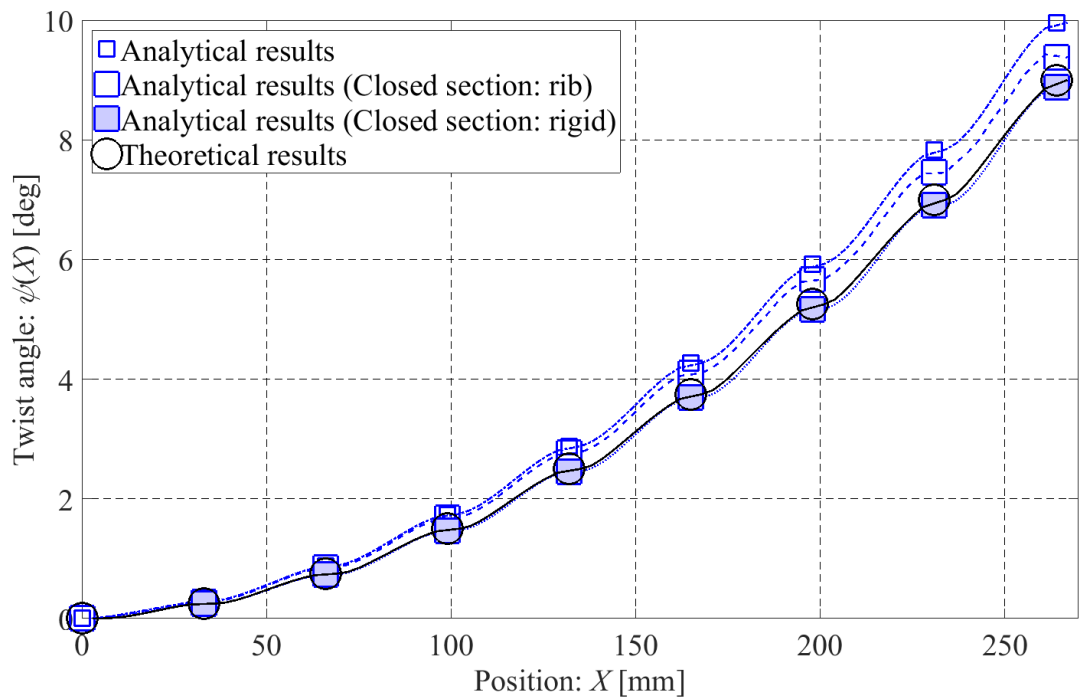


図 2-18 ねじりモーメント M_T を与えた際の各位置におけるねじり角 $\psi(X)$ [deg]の比較

表 2.8 ねじりモーメント M_T を与えた際の各位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ [deg]の比較

Closed section number: n	Twist angle: $\psi(X_n)$ [deg]			
	Theoretical results	Analytical results		
		Elastic	Rib	Rigid
1	0.00°	0.00°	0.00°	0.00°
2	0.25°	0.29°	0.28°	0.24°
3	0.75°	0.88°	0.85°	0.73°
4	1.50°	1.74°	1.69°	1.47°
5	2.50°	2.87°	2.78°	2.45°
6	3.75°	4.27°	4.10°	3.69°
7	5.25°	5.92°	5.67°	5.17°
8	7.00°	7.83°	7.45°	6.90°
9	9.00°	9.96°	9.38°	8.88°

2.5.2 ねじり角 ψ_{motor} を付与した場合

2.5.2.1 概 要

設計方法の有効性を評価するため、前節の結果を踏まえ、閉断面部分にリブを加えることで閉断面部分の剛性を高めたモデルを作成し（図 2-19）、試験を行った（図 2-20）。また、対応する数値解析を実施した。ここで、モデルの二重筒構造部分は前項の寸法に同じである。試験では、目標ねじり角に設定している閉断面部分におけるねじり角 $\psi(X_n)$ を測定するため、閉断面部分に配置したリブにマーカーを貼り、そのねじり変位を、フォトグラメトリ計測装置（AICON/DPA システム^{40,41}（図 2-20））を用いて計測した。AICON/DPA システムは、Reference cross が座標軸であり、ScaleBar が長さの基準となり、供試体に配置した標準ターゲットに関する情報をつなぎ合わせるために、コードターゲットを配置している。なお、供試体は 3D プリンターの大きさの制約から組み立て式とし（図 2-19(a)）。リブにはプラモデルやラジコンをはじめ、小型の航空機に使用されている Clark Y（図 2-21）を翼型として適用した。Clark Y 翼型は単翼時代になり強度上厚い翼が要求され生まれた翼型である⁴²。和栗によると、同翼型は、1927 年にリンドバークが西洋横断に成功した「ライアン NYP-1 型機」に採用され有名になった翼型で、翼下面の大部分が直線で構成されているので、工作しやすく、定盤上での翼の組立でも正確にできる。さらに、形態が簡単な割には性能が悪くなく、翼弦の大小による性能の変化も少なく、大抵の寸法のモデルに使用され、模型での使用に適した翼型といえる⁴³。供試体の寸法を表 2.9 及び図 2-22 に示す。

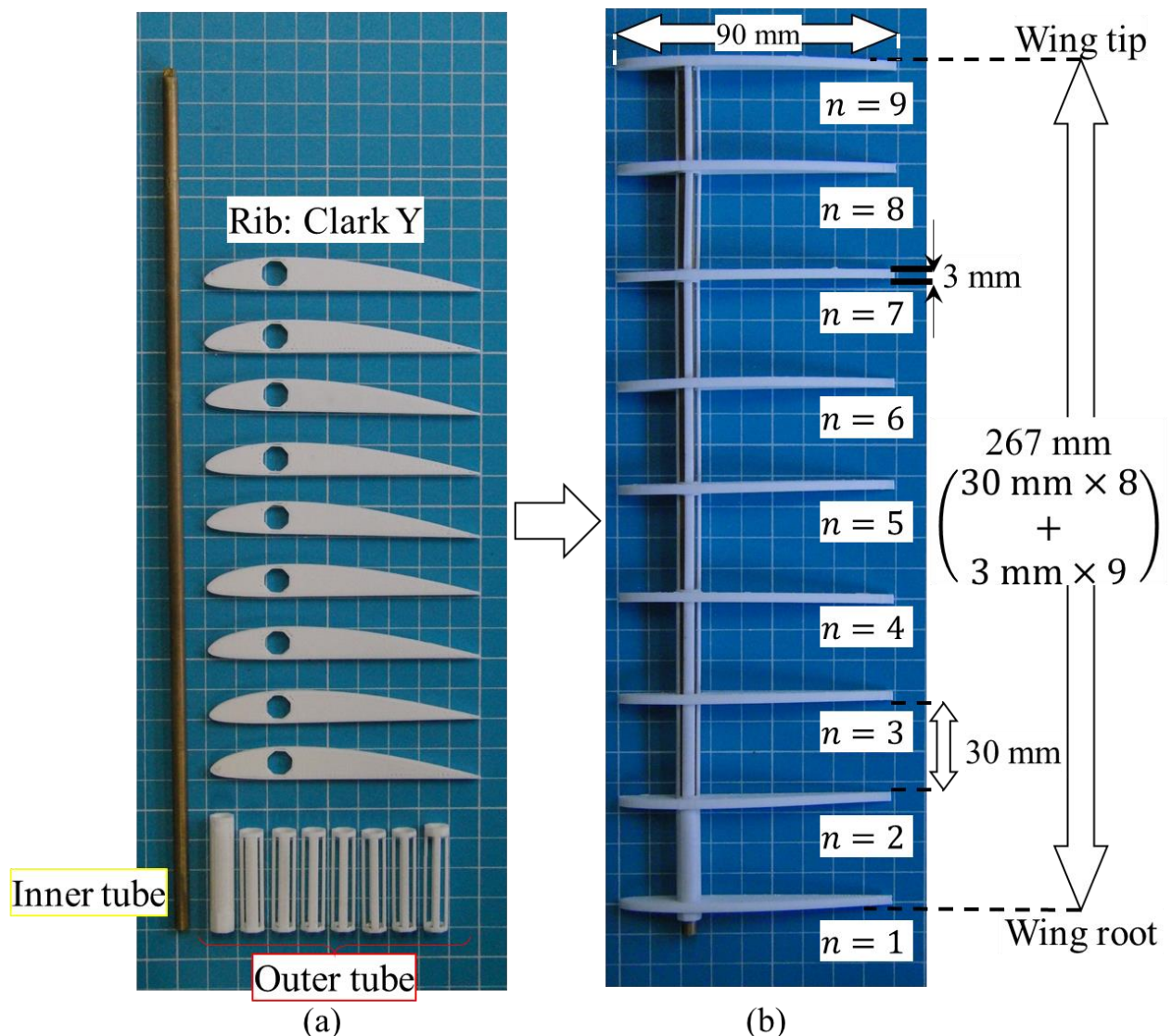


図 2-19 試験片詳細(a) 個別に成形したパーツ (b) 組立図

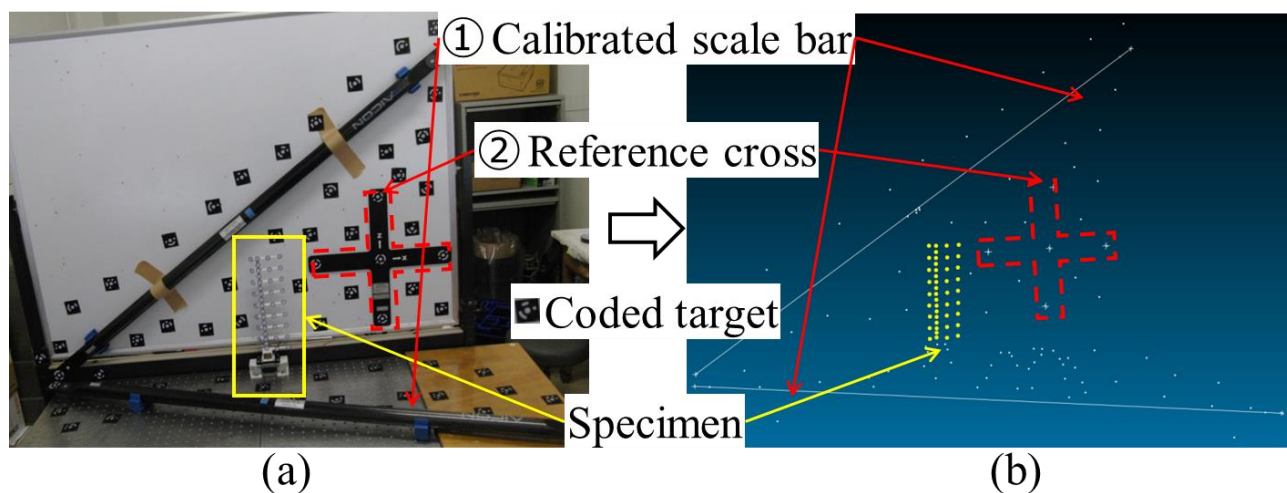


図 2-20 試験セットアップ (a) フォトグラメトリ計測装置 (b) データ処理画像

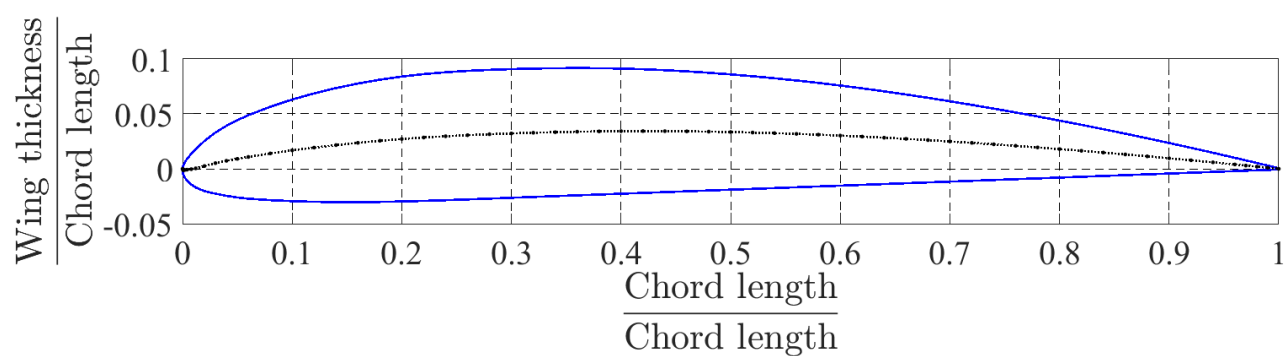


図 2-21 Clark Y 翼型

表 2.9 評価モデルの概要

Part			Parameter	Values									
Motor			Twisting angle: ψ_{motor}	9°									
Double-tube cylinder	Outer tube	Closed section (rib)	Number: n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
			Airfoil	Clark Y									
			Chord length	90 mm									
			Span-wise length	3.0 mm									
			Target twist angle: $\psi(X_n)$	0.00°	0.25°	0.75°	1.50°	2.50°	3.75°	5.25°	7.00°	9.00°	
		Design parameter: ϕ	42.22°	31.52°	26.40°	23.19°	20.93°	19.21°	17.85°	16.74°			
		Open section (beam)	Width: t	1.00 mm									
			Radius: r_{m}	3.50 mm									
			Internal diameter: d_1	6.00 mm									
			External diameter: d_2	8.00 mm									
	The number of beam: N		4										
	Inner tube	Span-wise length	l_{o}	30.0 mm									
			l_{inner}	267 mm ($\sum l_{\text{o}} + \sum l_{\text{c}} = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9$)									
		Internal diameter: d_1	0.00 mm										
		External diameter: d_2	5.00 mm										

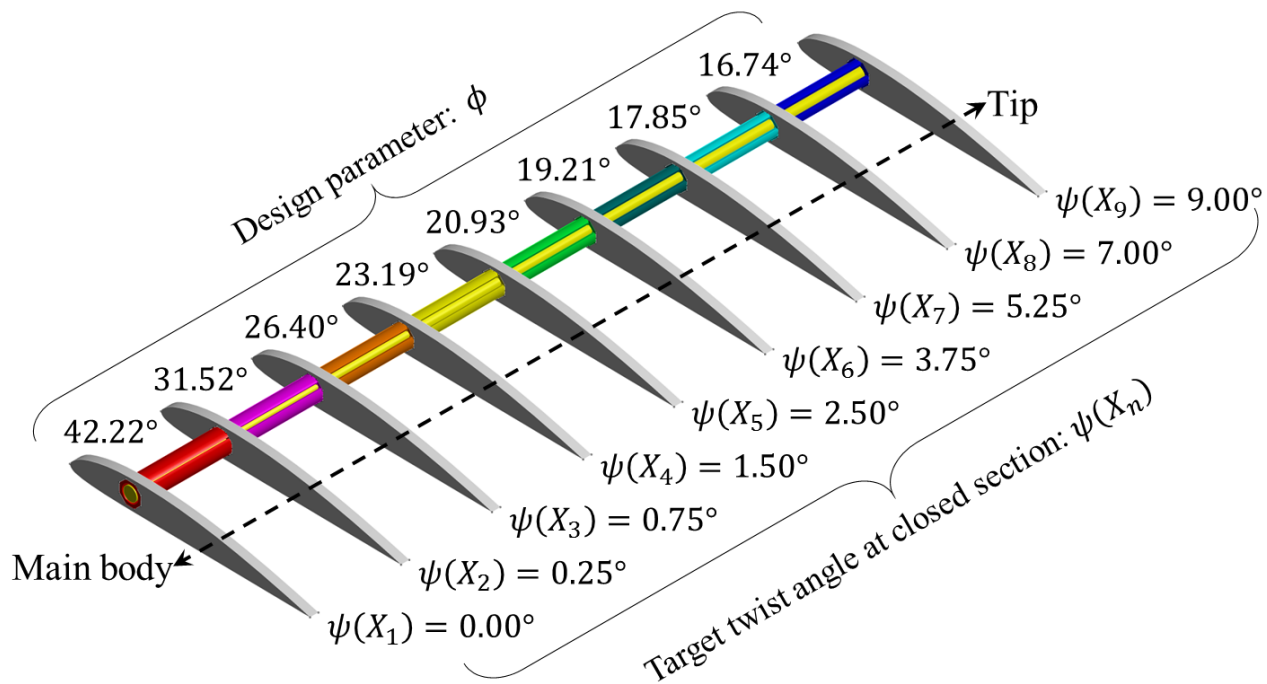


図 2-22 評価モデルイメージ図

2.5.2.2 数値解析による評価方法

前モデル同様、大変形解析を行った。数値解析結果からは変位 $\delta(X)$ 及び、各要素の座標が読み取れる。ここで、モーフィング翼へ応用することを想定し、閉断面（リブ装着）区間については前縁と後縁を結ぶ線を基準とし、ベクトルの内積を利用することで、ねじり角 $\psi(X_n)$ を求めた。細部は以下の通りである（図 2-23 参照）。

まず、数値解析結果より、前縁（ A_1 点）と後縁（ B_1 点）を読み取り、前縁から後縁に向かうベクトル $\overrightarrow{A_1B_1}$ を求める。次に、ねじった後の前縁（ A_2 点）と後縁（ B_2 点）をそれぞれの変位 $\delta(x_1)$ を足して求める。これにより、ねじった後の前縁（ A_2 点）と後縁（ B_2 点）を結ぶ $\overrightarrow{A_2B_2}$ が求まる。最後に、ベクトルの内積の式を用いて、次式(40)より、ねじり角 $\psi(X_n)$ を求める。

$$\psi(X_n) = \cos^{-1} \frac{(\overrightarrow{A_1B_1} \cdot \overrightarrow{A_2B_2})}{(|\overrightarrow{A_1B_1}| |\overrightarrow{A_2B_2}|)} \quad (40)$$

以上が閉断面位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ であるが、開断面区間のねじり角については、リブは装着しておらず、はりは剥き出しとなっているため、前項と同様に、式(34)より算出した。

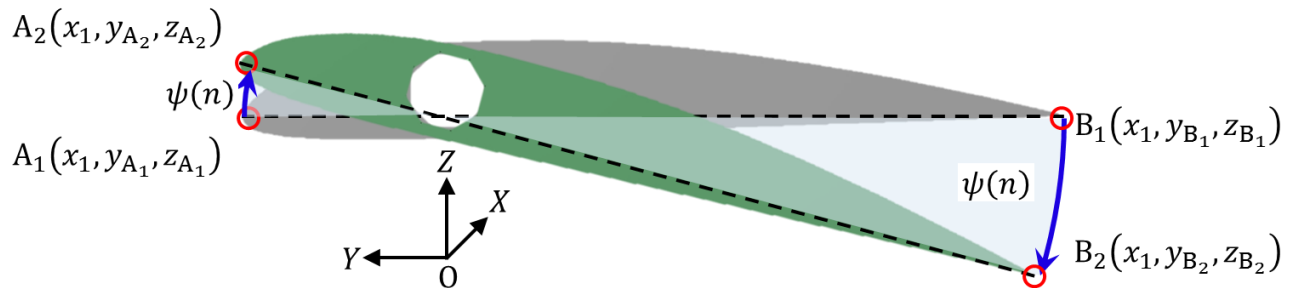


図 2-23 数値解析における閉断面位置ねじり角 $\psi(X_n)$ の導出

2.5.2.3 試験による評価方法

試験結果は、AICON/DPA システムから得た試験結果をもとに、以下のステップに従い、各閉断面位置のねじり角 $\psi(X_n)$ を算出した。

試験の流れを図 2-24 に示す。まず、装置のセッティングを行い（図 2-20 (a)の状態）、供試体の撮影を行う。次に、そのデータを AICON/DPA システムに取り込み、評価を行う。ここで、必要なデータがとれているならば、引き続き供試体をねじった後に供試体の撮影を行う。一方で、データが不足している場合や、評価に失敗した場合は、再度供試体の撮影からやり直す。その後、マーカー位置の変位 δ から閉断面位置のねじり角 $\psi(X_n)$ を算出する。

なお、本モデルは大変形（翼端部を 9° ねじる）を想定しているため、モーターの静止トルク及び供試体の各パーツ間のギャップによるバックラッシュを考慮し、一度に 9° ねじるのではなく、 1° 毎ねじるようにステッピングモーター（Orientalmotor 5 相ステッピングモーターユニット CFK544AP2⁴⁴，ドライバ DFC5107P⁴⁵）を設定した。ここで、バックラッシュが生じないようにするための処置として、計測前に回転方向に 1° ねじることとした（モーターのねじり角 ψ_{motor} は最終的に 10° ）

次に、AICON/DPA による処理の手順を示す（図 2-24 参照）。

手順 1) AICON/DPA システムによる画像の読み取り、計測

撮影した画像を AICON/DPA システムに取り込むと、各リブに 4 点、各開断面部分に 1 点計 44 点及び取り付けした試験セットアップのマーカーを含め、全マーカーの座標が求まる（図 2-20(b)）。これから、ノード番号の違いを利用して、供試体のマーカーのデータのみを抽出する。

手順 2) 座標系の一致

AICON/DPA システムから読み取った計測データでは、相対的な位置は正確なものの、座標が計測ごとに少しずれる。そのため、Matlab を用いて根本側リブの位置姿勢を一致させるよう座標変換を行った (図 2-25)。

2-1) 平行移動

2-1-1) 平行移動 1

まず、座標を概ね揃えるため、各座標を最も X 座標の小さいマーカー (翼根側リブ: $n = 1$) の中で最も X 座標の小さい) 位置基準になるように次式(41)により平行移動した。

$$\vec{x}_1 = \vec{x} - \min(\vec{x}) \quad (41)$$

ここで、この後リブ毎にデータを抽出することが必要になる。そのためには、各マーカー位置の X 座標の違いを利用する。リブ毎に X 座標が同じ (dX) になるように次式(42)により、丸め込みを行った (図 2-26)。

$$dX = \text{round} \left(\frac{\vec{x}_1 \times 2 \times (N-1)}{|\vec{x}_1|_{\max}} \right) \quad (42)$$

なお、今回は、根本側のリブを $n = 1$ 、先端側のリブを $n = 9$ とし、 n は抽出したいリブの番号 ($n = 1 \sim 9$) である。この dX により、リブ毎のデータを取り出すことができる。

2-1-1) 平行移動 2

次に、次式(43)により、各座標を根本側 ($n = 1$) 基準になるように平行移動した (図 2-25(a) から図 2-25(b))。

$$\begin{pmatrix} \vec{x}_1 \\ \vec{y}_1 \\ \vec{z}_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{x} \\ \vec{y} \\ \vec{z} \end{pmatrix} - \text{mean} \begin{pmatrix} \vec{x}(id) \\ \vec{y}(id) \\ \vec{z}(id) \end{pmatrix} \quad (43)$$

ここで、添え字 1 は平行移動後、id は翼根側 ($n = 1$) のリブのマーカー 4 点のノード番号である。

ここで、各リブのマーカー情報を X 軸座標 (翼幅方向) の違いを利用して抽出できるようにした (図 2-26)。

2-2) 回 転

次に、回転による座標変換を考える。一般的に、X 軸まわりに α 、Z 軸まわりに β 、Y 軸まわりに γ それぞれ回転させ、座標系を一致させる場合、座標変換前後の座標をそれぞれ順に (x_1, y_1, z_1) 、 (X, Y, Z) とすると、 (x_1, y_1, z_1) 系と (XYZ) 系の変換は次式(44)のように表される。

$$\begin{bmatrix} \vec{X} \\ \vec{Y} \\ \vec{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{x}_1 \\ \vec{y}_1 \\ \vec{z}_1 \end{bmatrix} \quad (44)$$

ここで、各回転角 α 、 β 、 γ は各ねじり角におけるマーカーの座標から算出する。しかし、式(44)は三角関数を含む非線形方程式のため、ここでは、それらが微小であると近似し、線形化した上で α 、 β 、 γ の値を求めた。

例えば、YZ 平面におけるプロット点の近似直線の傾きを a 、切片を b とすると、次式(45)が成り立つ。

$$\begin{bmatrix} z_{1_1} \\ \vdots \\ z_{1_k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{1_1} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ y_{1_k} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \end{bmatrix} \quad (45)$$

ここで、 k は評価に用いるマーカー数とする。式(45)から、最小二乗法を用いて求めた直線の傾き a より、直線のなす角 α が次式(46)により求まる。

$$\alpha = \tan^{-1}(a) \quad (46)$$

同様に β , γ を求めた．なお，本試験では Y 軸まわり，Z 軸まわりの際は根本側のリブ ($n = 1$) を基準とした．この求めた α , β , γ を式(44)に代入して座標系を一致させ，各座標をプロットした（図 2-25(c)）．

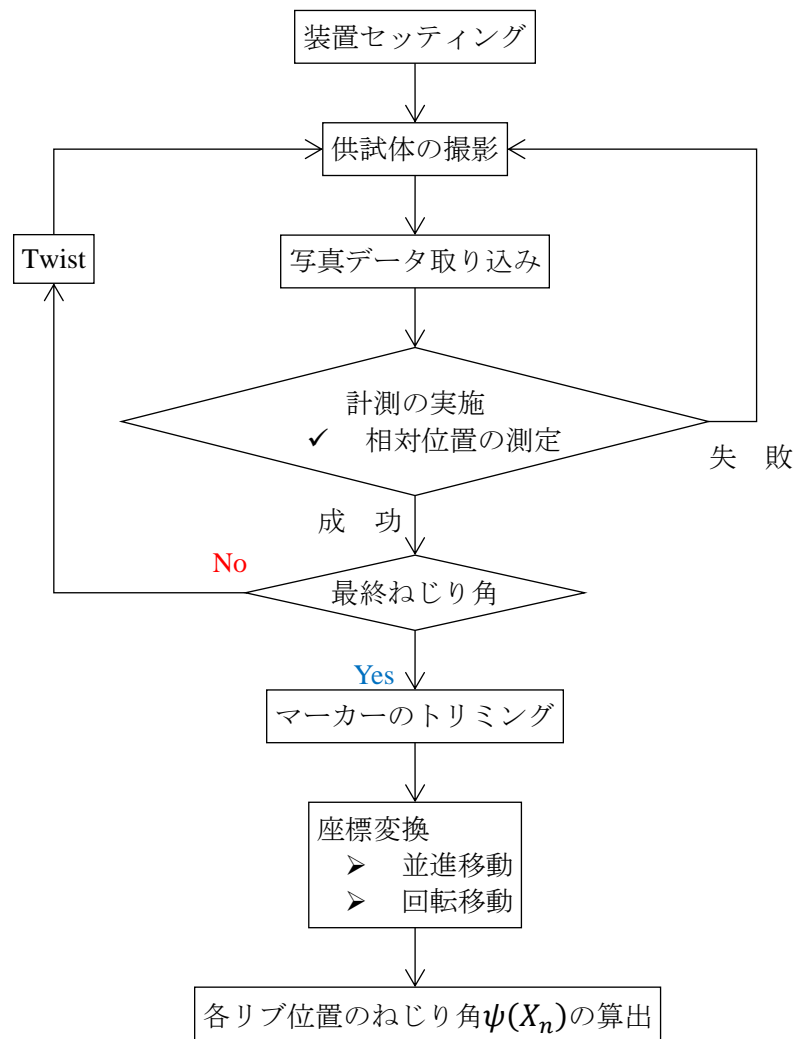


図 2-24 フォトグラメトリ計測装置による計測のフローチャート

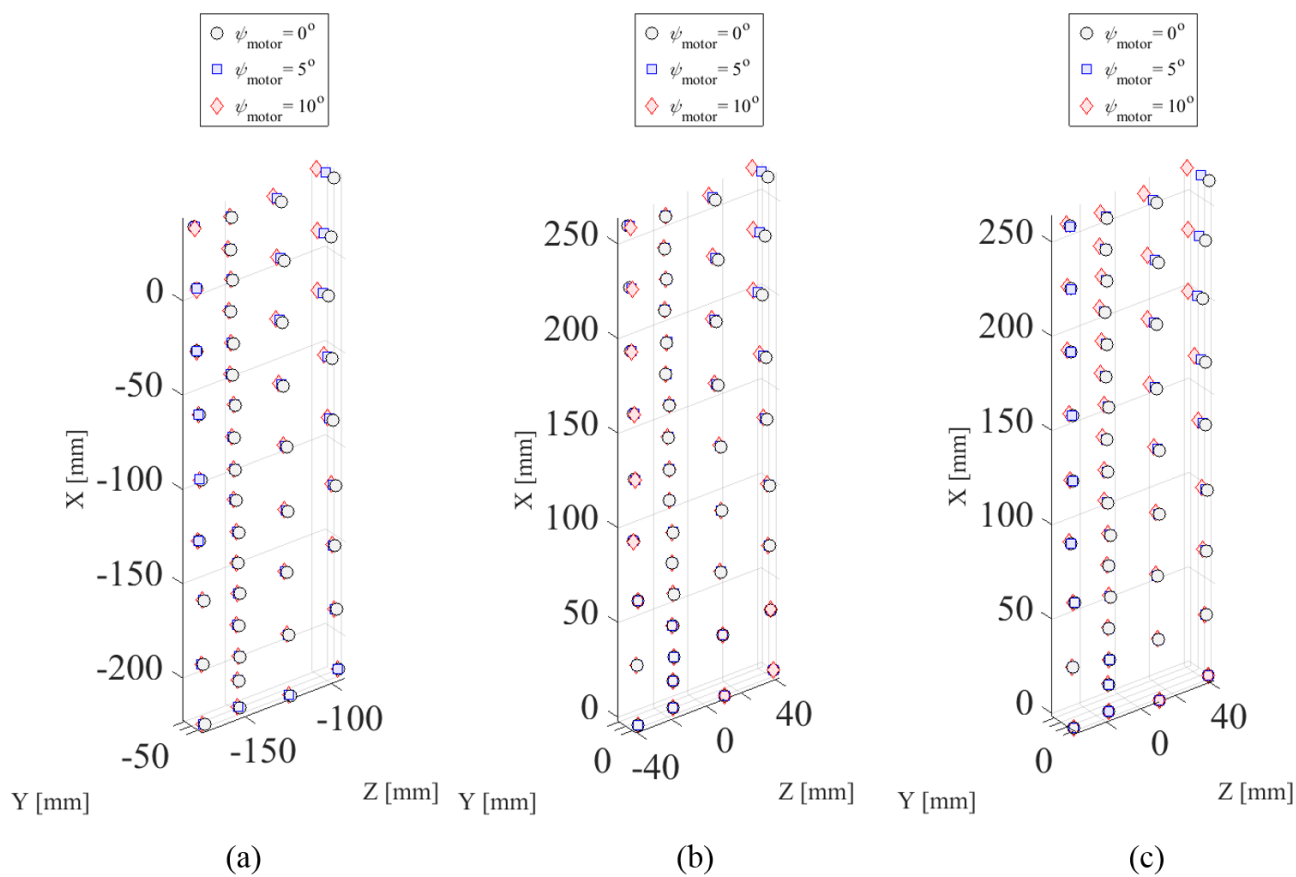


図 2-25 マーカー位置 (a)画像変換前 (b)並進移動後 (c)回転移動後

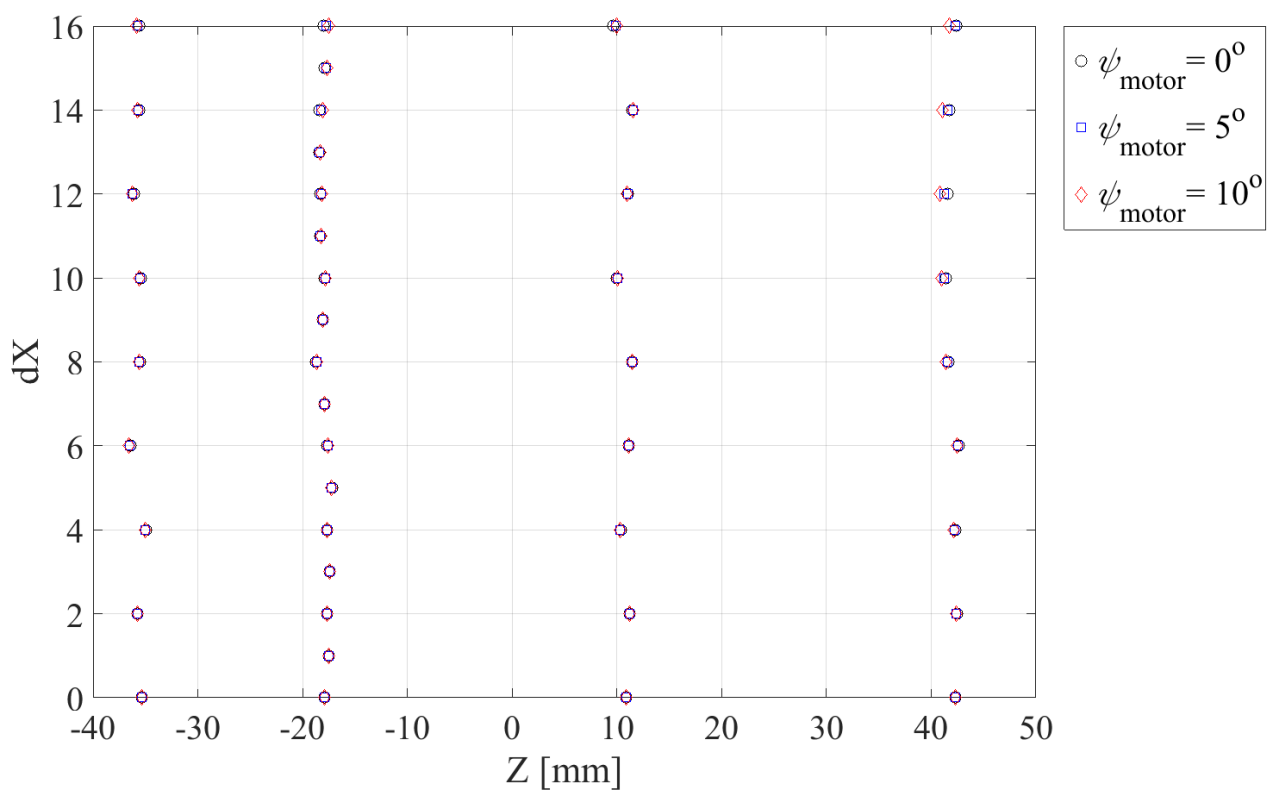


図 2-26 座標位置によるリブデータの抽出準備

3) 各リブ位置でのねじり角 $\psi(X_n)$ の算出

図 2-25 の通り、X 軸方向は翼幅方向であり、YZ 平面内でねじられているものと近似し、着目する n 番目のリブにおけるねじり角 $\psi(X_n)$ を、各リブに設置した 4 点のマーカのなす近似直線の傾きから求めた（図 2-27～図 2-36）。ここで、各リブの初期状態をそれぞれの基準角度とし、そこからのねじり角が着目する n 番目のリブにおけるねじり角 $\psi(X_n)$ である（次式(47)）。

$$\psi(X_n) = |\zeta(n, 10) - \zeta(n, 1)| \quad (47)$$

ここで、 ζ は n 番目のリブにおける、モーターのねじり角 ψ_{motor} のときのねじり角を示している。式(47)で示したねじり角 $\psi(X_n)$ について、図示したものが図 2-28～図 2-36 である。それぞれ、 n 番目のリブがモーターのねじり角 ψ_{motor} 時におけるマーカ位置及びそのマーカ位置がなす近似直線を示している。図 2-28～図 2-36 より、翼端側になるにつれ、ねじり角 $\psi(X_n)$ が大きくなっていくことが確認できる。なお、図 2-28 からは変化が見られないが、これは翼根側のリブ($n = 1$)はねじれないように評価しているためであり、座標変換が意図した通り行われたことを意味している。

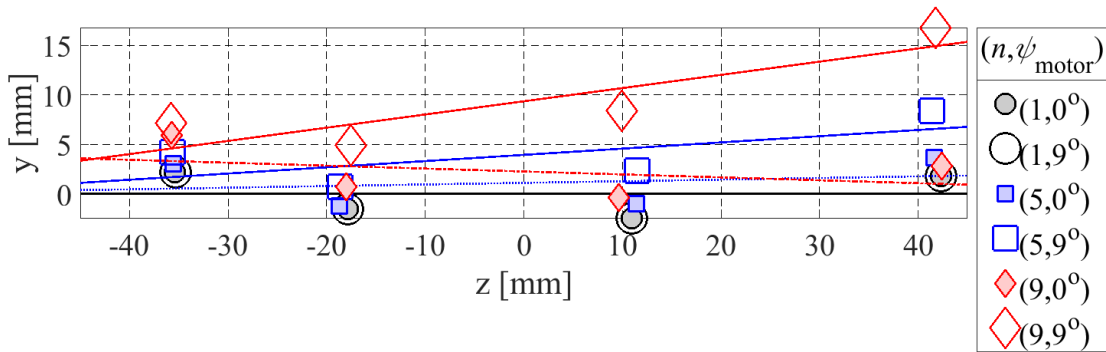


図 2-27 座標変換後のリブのマーカ位置（YZ 平面）：
翼根側（ $n = 1$ ）、中央（ $n = 5$ ）及び翼端側（ $n = 9$ ）

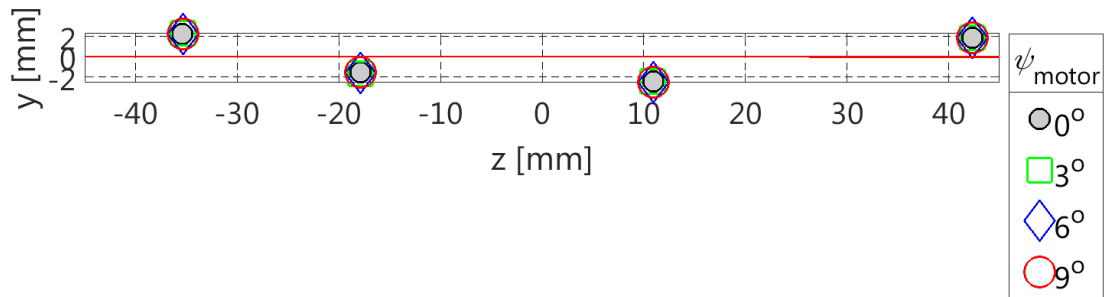


図 2-28 座標変換後のリブのマーカ位置（YZ 平面）：翼根側（ $n = 1$ ）

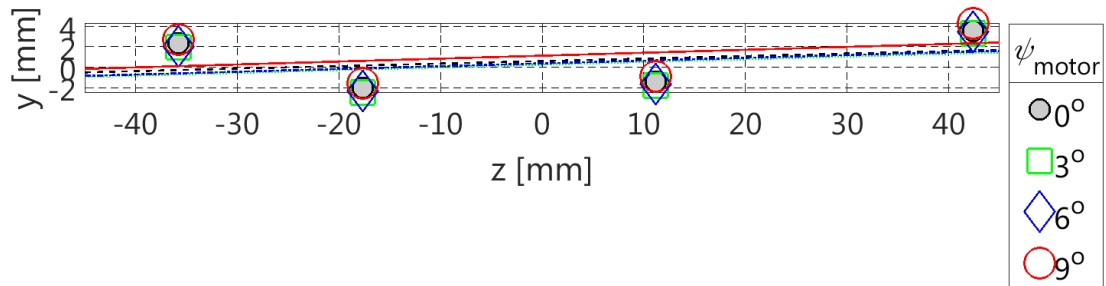


図 2-29 座標変換後のリブのマーカ位置（YZ 平面）（ $n = 2$ ）

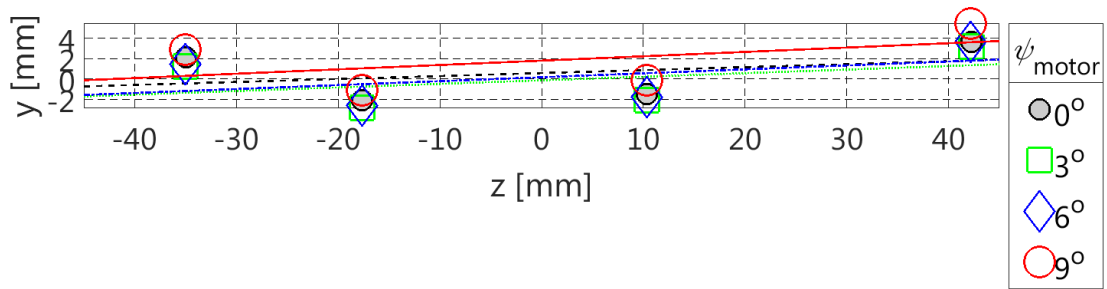


図 2-30 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 3$)

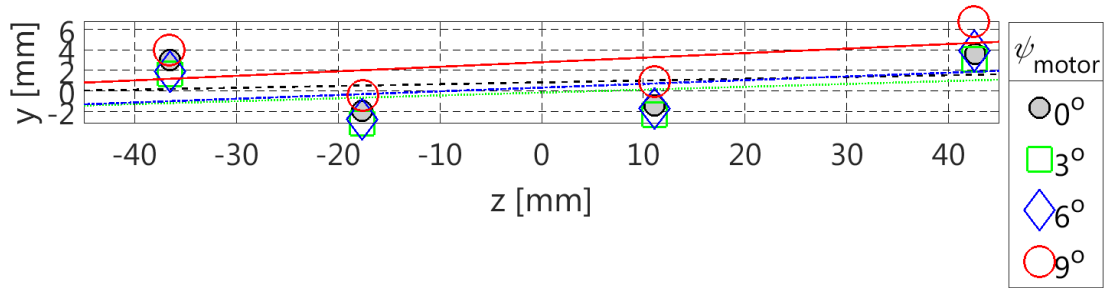


図 2-31 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 4$)

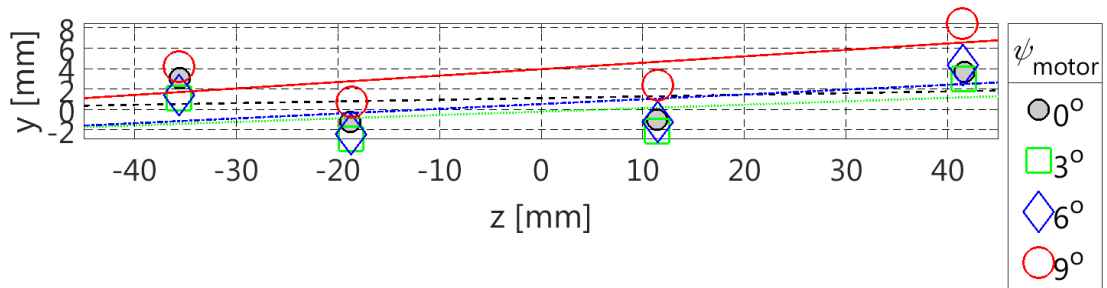


図 2-32 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 5$)

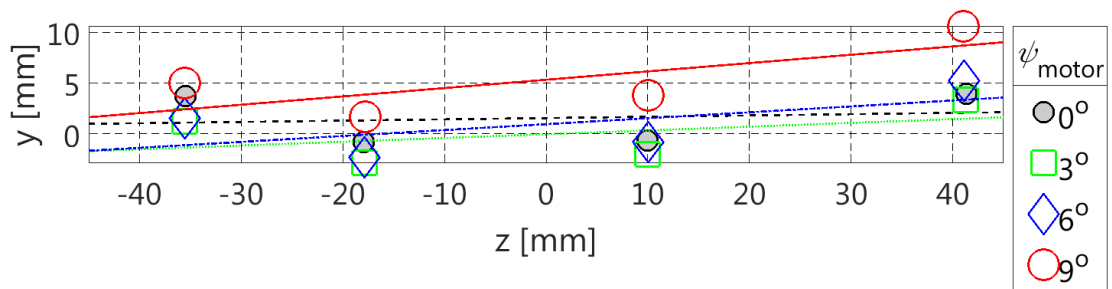


図 2-33 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 6$)

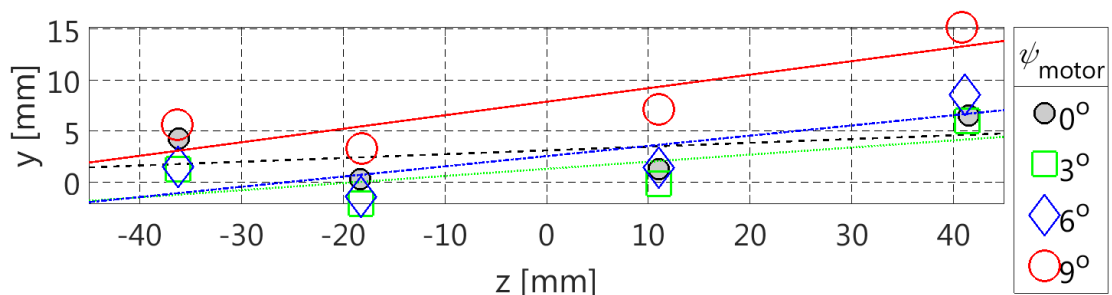


図 2-34 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 7$)

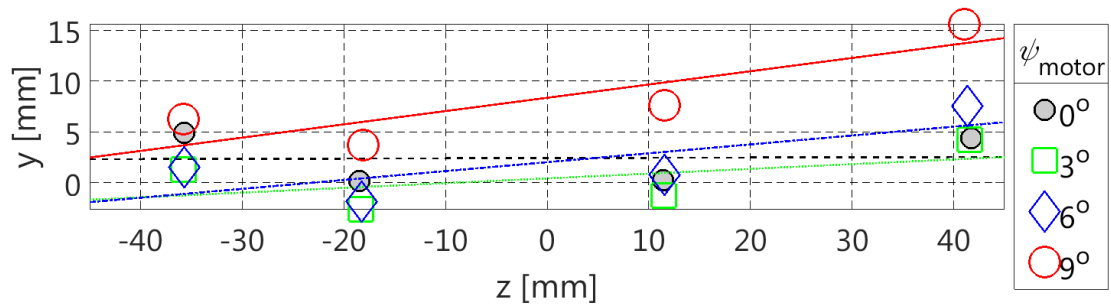


図 2-35 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) ($n = 8$)

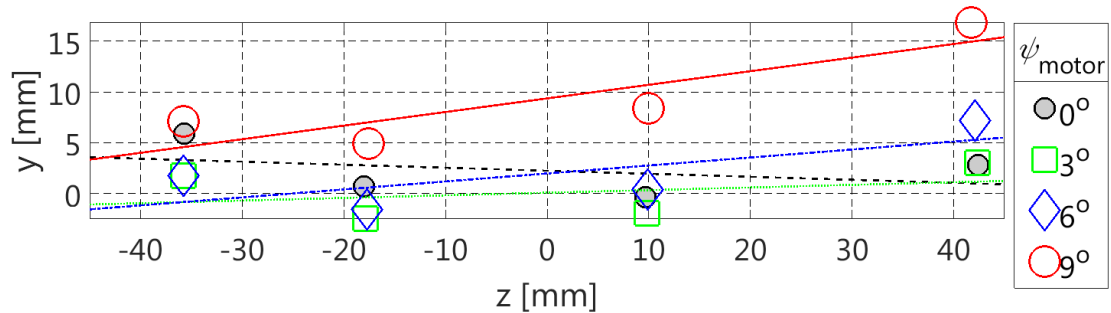


図 2-36 座標変換後のリブのマーカ位置 (YZ 平面) : 翼端側 ($n = 9$)

2.5.2.4 結果及び考察

各位置におけるねじり角 $\psi(X)$ の比較を図 2-37, 表 2.10 に示す. 図 2-37 及び表 2.10 より, 全般として, 試験結果, 数値解析結果ともに, 理論値と概ね一致しており, 設計方法の有効性を確認することができた. 以下試験結果, 数値解析結果についてそれぞれ示す.

1) 試験結果

試験結果は, 全体的に理論値と概ね一致しており, 目標のねじり角分布を達成していることが確認でき, 設計方法の有効性を立証することができた. 一方で, 例えば先端におけるねじり角 $\psi(X_9)$ は 9.32° と, 3.6%程度大きく観測され, ステッピングモーターのねじり角 ψ_{motor} 以上になっている. これは, 座標変換の誤差が影響していると考えられる.

なお, 計測誤差は大変小さく, 計測に使用した AICON/DPA システムの座標系内各点の計測誤差は $2\mu\text{m} + 5\mu\text{m}/\text{m}$ (RMS)であり⁴¹, スケールバーの長さが 1389 mmであるため, $8.945\mu\text{m}$ の誤差が各マーカーにのることとなる. 供試体の翼弦長が 90 mmであることを考慮すると, 角度にして約 1×10^{-2} [deg]の誤差であり, 先端における誤差 0.32° よりも十分に小さい. ただし前節でも述べた通り, 計測結果の座標系は計測ごとに差が生じる. 次に, 使用した oriental motor 製のステッピングモーターのホームページによると, ステッピングモーターは無負荷状態で ± 3 分 (0.05°) 以内の精度を持っているものの, 摩擦負荷が存在すると, その際の角度精度は, 角度・トルク特性より, 摩擦負荷に応じた角度変異を生じる⁴⁶. 本試験では, ステッピングモーターによりねじり角 ψ_{motor} を与えているが, 理論式によると, ステッピングモーターにかかるねじりモーメント M_T は $3.5\text{ N}\cdot\text{mm}$ であり, 静止トルクより十分に小さい⁴⁴. そのため, 摩擦負荷に応じた角度変異も小さいと考えられ, AICON/DPA システムとの誤差を合わせても, 計測誤差は十分に小さいことが分かる. よって, 座標変換の誤差が主な誤差要因となっていると考えられる.

2) 数値解析値結果

数値解析結果は, 閉断面部の剛性に関係なく, 全体的に理論値と概ね一致しており, 目標のねじり角分布を達成していることが確認でき, 設計方法の有効性を確認することができた. さらに, 閉断面部分を剛体としたモデルの数値解析結果と比較しても, その差は小さく, リブを配置したことで十分な剛性を得られたと考えることができる. 今後の評価では, ステッピングモーターを用いて角度を付与す

る予定であり、リブを剛体とした場合の方が、有限要素法解析においてメッシュ数が減り、計算コストが抑えられるため、本研究では以下、リブ及び内筒は剛体として数値解析を行う。

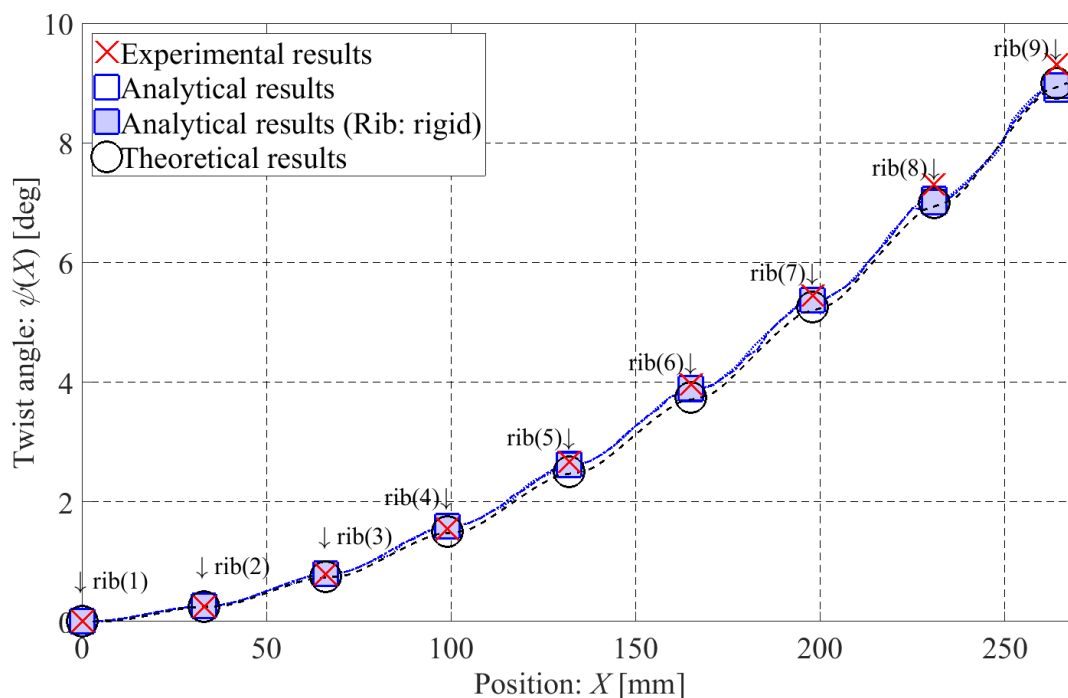


図 2-37 ねじり角 ψ_{motor} を与えた際のねじり角 $\psi(X)$ [deg]の比較

表 2.10 各リブ位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ [deg]

Rib number: n	Twist angle: $\psi(X_n)$			
	Theoretical results	Analytical results		Experimental value
		Elastic	Rigid	
1	0.00°	0.00°	0.00°	0.00°
2	0.25°	0.26°	0.26°	0.24°
3	0.75°	0.81°	0.80°	0.79°
4	1.50°	1.60°	1.60	1.54°
5	2.50°	2.63°	2.62°	2.67°
6	3.75°	3.89°	3.89°	3.96°
7	5.25°	5.37°	5.37°	5.44°
8	7.00°	7.07°	7.02°	7.31°
9	9.00°	8.89°	8.96°	9.32°

2.6 ねじり角分布を変えた例

2.6.1 概 要

任意のねじり角分布に設定できる形状可変構造の提案の有効性を評価するために、ねじり角分布の異なるモデルについても評価する必要がある。ただし、本提案はモーターからのねじりモーメント M_T が先端側で外筒に伝達されるため、先端側のねじり角 ψ_{tip} が最大または最小となる。また、単一のアクチュエータを使用しているために、根本から先端にかけて途中で逆にねじれるような設計にすることはできないという制約はある。

2.6.2 設計モデル

前節では、翼端側の区間ほどねじり角分布の大きくなるモデルを提案し、試験及び数値解析により、その有効性を示したが、ここでは前節の例を含め、3種類のねじり角分布になるモデルを設計した（

表 2.11, 図 2-38, 表 2.12, 図 2-39). ねじり角 $\psi(X)$ に関して数値解析結果との比較を示す(図 2-40). ここで、前節のモデルは No.3 とした。No.1 は根本側のねじり角分布が大きく、先端側になるほどねじり角分布が小さくなるモデルである。No.2 は全開断面区間の剛性を一様にしたモデルである。No.3 は既出の通り、根本側のねじり角分布が小さく、先端側になるほど大きくなるモデルである。数値解析は前節同様に、大変形解析で、はりの厚さ $t = 1 \text{ mm}$ を考慮して、メッシュの大きさは 0.25 mm である。

表 2.11 数値解析モデル 1 の寸法及び数値解析条件

Part		Parameter	Values									
Motor		Twisting angle: ψ_{motor}	9°									
		Airfoil	Clark Y									
Double-tube cylinder	Outer tube	Number: n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
		Chord length: c	90 mm									
		Span-wise length: l_c	3.0 mm									
		Target twist angle: $\psi(X_n)$	0.00°	2.00°	3.75°	5.25°	6.50°	7.50°	8.25°	8.75°	9.00°	
		Design parameter: ϕ	16.74°	17.85°	19.21°	20.93°	23.19°	26.40°	31.52°	42.22°		
		Width: t	1.00 mm									
		Radius: r_m	3.50 mm									
		Internal diameter: d_1	6.00 mm									
		External diameter: d_2	8.00 mm									
		The number of beam: N	4									
	Open section (beam)	Span-wise length: l_o	30.0 mm									
		Span-wise length: l_{inner}	267 mm ($\sum l_o + \sum l_c = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9$)									
		Internal diameter: d_1	0.00 mm									
		External diameter: d_2	5.00 mm									
	Inner tube											

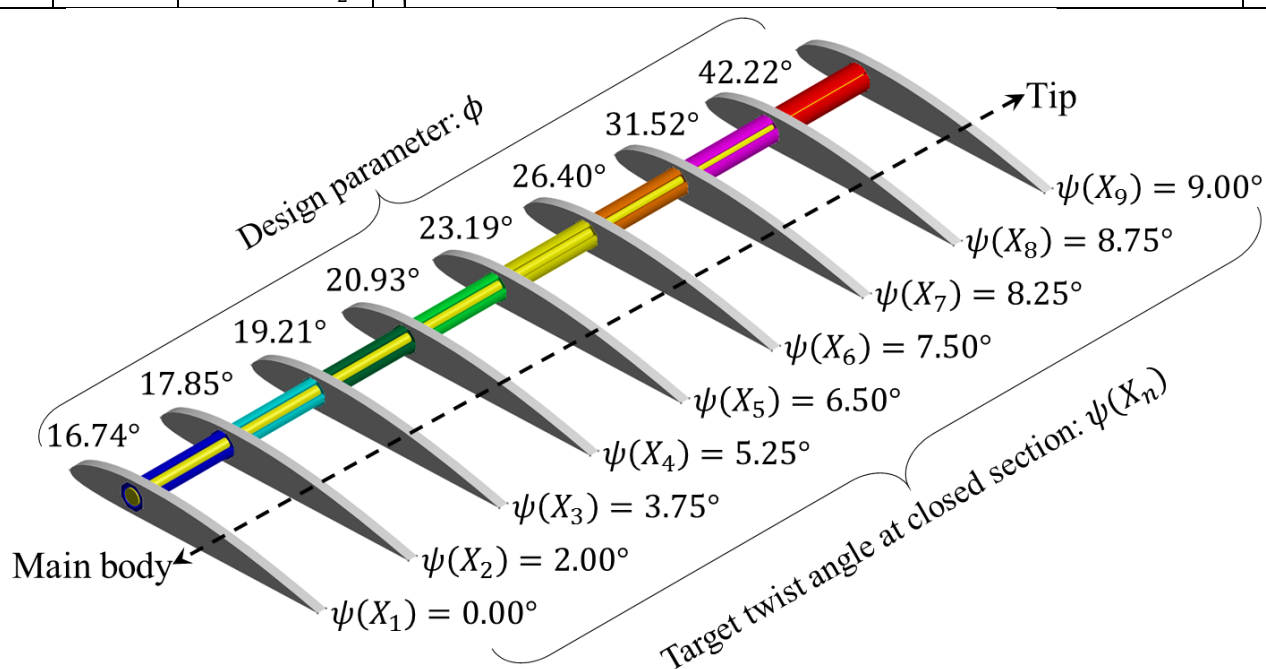


図 2-38 数値解析モデル 1 (逆ねじり角分布) 概要図

表 2.12 数値解析モデル 2 の寸法及び数値解析条件

Part			Parameter	Values								
Motor			Twisting angle: ψ_{motor}	9°								
Double-tube cylinder	Outer tube	Closed section (rib)	Airfoil	Clark Y								
			Number: n	1	2	3	4	5	6	7	8	9
			Chord length: c	90 mm								
			Span-wise length: l_c	3.0 mm								
			Target twist angle: $\psi(X_n)$	0.00°	1.125°	2.25°	3.375°	4.50°	5.625°	6.75°	7.875°	9.0°
		Design parameter: ϕ	21.97°									
		Open section (beam)	Width: t	1.00 mm								
			Radius: r_m	3.50 mm								
			Internal diameter: d_1	6.00 mm								
			External diameter: d_2	8.00 mm								
	The number of beam: N		4									
	Inner tube	Span-wise length	l_o	30.0 mm								
			l_{inner}	267 mm ($\sum l_o + \sum l_c = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9$)								
		Internal diameter: d_1		0.00 mm								
		External diameter: d_2		5.00 mm								

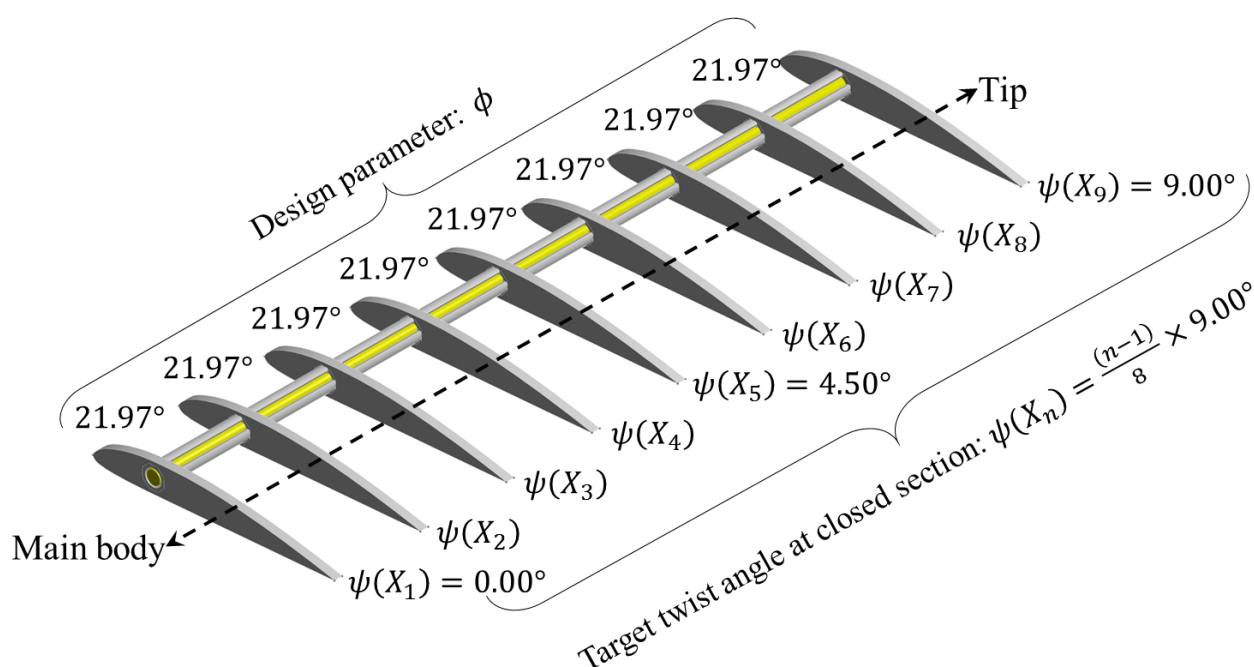


図 2-39 数値解析モデル 2 (線形ねじり角分布モデル) 概略図

2.6.3 結果及び考察

ねじり角 $\psi(X)$ の理論値と数値解析結果の比較を図 2-40 に示す．図 2-40 より，どのモデル例も理論値と数値解析結果が全体的に一致しており，目標とするねじり角分布を変えても精度良く設定できることを確認できた．これにより，提案する設計方法を用いることで任意のねじり角分布に設定できると言える．また，アクチュエータはステッピングモーターを使用しているため，反対方向にねじることも可能である．ただし，モーターの回転角度は，内筒を介して外筒に伝わるため，先端（内筒と外筒の結合部側）のねじり角 ψ_{tip} は必ず最大または最小となる．加えて，根本から先端にかける途中で，反対方向にねじれるような設定にすることはできないという制約がある．これを実現するためには，新たなアクチュエータの使用が考えられるが，背景で述べた通り，部品点数増加による重量ペナルティ及び，故障率の上昇，構造複雑化による信頼性の低下につながるため，本研究では新たなアクチュエータは導入しない．

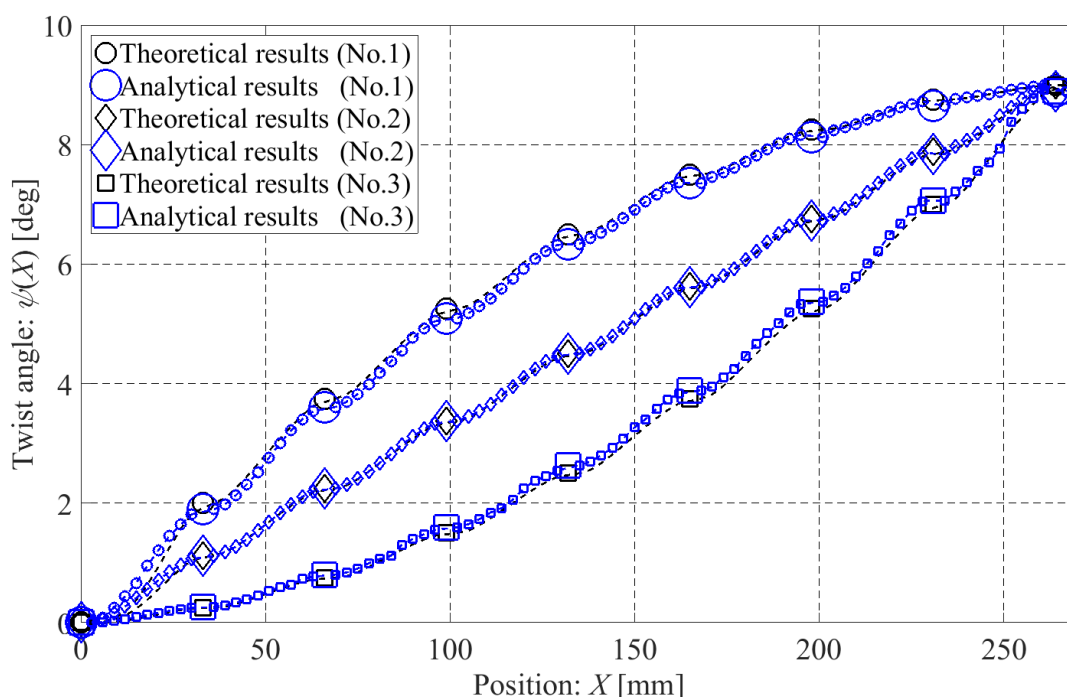


図 2-40 ねじり角 $\psi(X)$ の理論値と数値解析結果の比較

表 2.13 各閉断面位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ の理論値と数値解析結果の比較

Rib number: n	Twist angle: $\psi(X_n)$					
	Model: No.1		Model: No.2		Model: No.3	
	Theoretical results	Analytical results	Theoretical results	Analytical results	Theoretical results	Analytical results
1	0.00°	0.00°	0.000°	0.000°	0.00°	0.00°
2	2.00°	1.90°	1.125°	1.115°	0.25°	0.26°
3	3.75°	3.61°	2.250°	2.247°	0.75°	0.81°
4	5.25°	5.09°	3.375°	3.376°	1.50°	1.60°
5	6.50°	6.34°	4.500°	4.501°	2.50°	2.63°
6	7.50°	7.35°	5.625°	5.621°	3.75°	3.89°
7	8.25°	8.12°	6.750°	6.734°	5.25°	5.37°
8	8.75°	8.65°	7.875°	7.841°	7.00°	7.07°
9	9.00°	8.89°	9.000°	8.896°	9.00°	8.89°

第3章 ツイスト型モーフィング翼への応用

3.1 概 要

第2章では、任意のねじり角分布に設定できる二重筒構造の提案をし、理論式を導出、設計方法を確立した。本章では、その応用として、ツイスト型モーフィング翼への適用を検討する(図 3-1, 図 3-2)。なお、現行の飛行機の主流である円筒形の胴体の中央部に主翼を、胴体の後部に水平尾翼と垂直尾翼を配置した、いわゆる「Tube and Wing Aircraft」⁵と呼ばれる飛行機の形をベースとするも、胴体及び中央翼、垂直尾翼等は、本研究では検討を行わない。一般的に翼は、主に桁、リブ(小骨)、スキン(外板)から構成されている(図 3-1)。それぞれの特徴や役割は以下の通りである。

桁は翼幅方向に伸びており、翼の曲げモーメントを支える役目を担っている。リブ(小骨)は翼根から翼端にかけて、配置され、翼型断面形状保持を担っている。この翼型が変わることで空力性能も変わり、多くの翼型が研究されているが、本研究では第2章でも用いた Clark Y 翼型を用いる。スキン(外板)はその名の通り、翼全体の表面を覆い、空気力を受ける。さらに、本提案では翼全体がツイストする提案であるため、外板もツイストしやすい伸縮性のある材料並びに、構造にすることが必要である。外板の選定等細部は次節 3.2 節で検討する。

ここで、第2章まではアクチュエータであるステッピングモーター等の配置はあまり問題ではなかったが、翼への応用ではその位置も検討する必要がある。また、翼をねじるためにはアクチュエータ及び、アクチュエータからのねじりモーメント M_T を伝達する部品が必要である。ここで、努めて軽量で簡素な構造とするために、アクチュエータは単一とすると、アクチュエータの配置は根本か他端(先端)となるが、アクチュエータ駆動のための電源やドライバの収納スペース等を考慮し、主構造側(根本)とした。これは、現行の航空機でも同様であり、実績のある配置である⁴⁷。

本章ではまず、外板部の概要について述べ(3.2 節)、次に拡張した理論式を導出し(3.3 節)、その有効性を評価する(3.4 節)。最後に設計方法及びその有効性を風洞試験を通じて評価する(3.5 節、3.6 節)。なお、本研究では剛性や安全面を考慮し、モーフィング翼への応用は主に小型の無人航空機を対象とし、主翼について検討を行う。

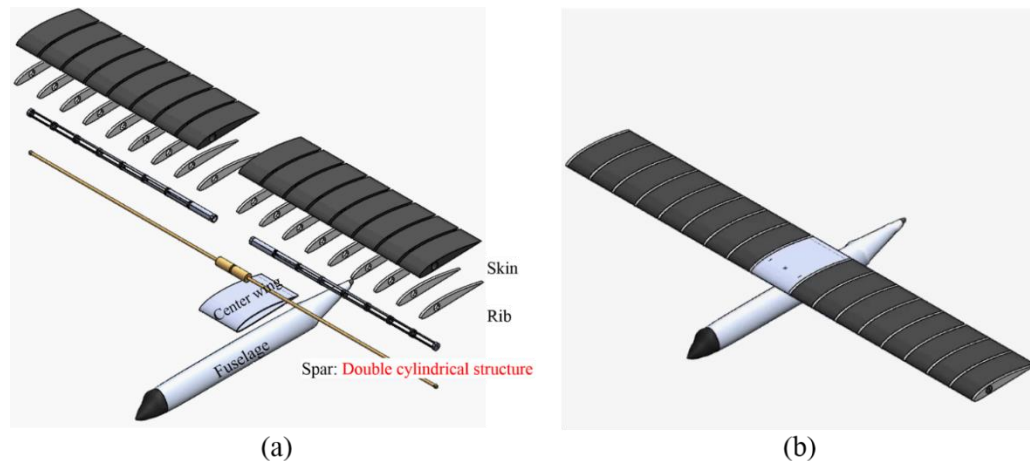


図 3-1 ツイスト型モーフィング翼への適用イメージ(a) 分解図 (b) 組み立て図

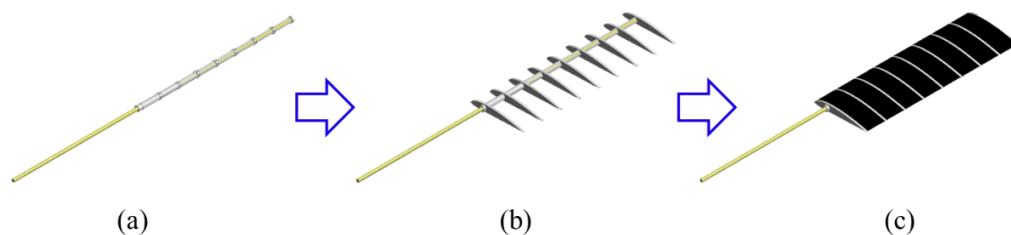


図 3-2 ツイスト型モーフィング翼への適用イメージ
(a) 桁構造 (b) 桁+リブ構造 (c) 桁+リブ+外板部

3.2 外板部の決定

3.2.1 概 要

モーフィング翼への応用にあたり，外板部の構造・材料を決定する必要がある．外板に関して，その材料に加え，構造の研究も盛んに行われており²⁾，その手法は様々だが，伸縮量が大きく，変形しやすいことが求められている．本研究における外板への要求は以下の通りである．

- (1) 空力を担うことができる（空気の漏れがない）
- (2) 元の翼形状の空力性能を著しく悪化させないこと
- (3) ねじることが可能であること

以上の条件を満たすように，構造・材料を選定した．まず材料について，モーフィングするために，伸縮する材料であることが求められる．そのため，弾性率の低い材料を調べ，ゴムスポンジ（内外ゴム株式会社，ハネナイトスポンジ（図 3-3(a)））を材料として選定した．次に構造についてであるが，二重筒構造の提案でも述べた通り，開断面を利用すると，部材のねじり剛性は著しく下がり，ねじりやすくなる．一方で，外板はその名の通り，翼の表面を覆うため，表面の段差が少ない方が好ましい．また，断面二次極モーメントは図心からの距離の4乗で効いてくるため，努めて小さい方がねじり易さの観点からは望ましい．以上から，本研究では外板で翼の表面を覆うのではなく，リブ間に配置した．

まず，ゴムシートから概ね必要な大きさの直方体に切り出し（図 3-3(b)），次に，それを Clark Y 翼型（翼弦長：90 mm）に加工し（図 3-3(c)），二重筒構造を設置するキャンバーライン上の前縁から 25% 翼弦長位置に直径 8.5 mm の穴を空けた（図 3-3(d)）．ここで，ゴムスポンジは変形しやすいため，加工が難しい．そこで，変形を小さくするために凍らせてから切り出すとともに，概ねの形状になるよう切断した．翼型への加工の仕上げには，電動ヤスリで削った．なお，公開されている静的せん断弾性率 G_{sk} は，0.07 MPa であり⁴⁸⁾，ポアソン比 ν を 0.45 の等方性材料として次式(48)を用いて，ヤング率 E_{sk} は 0.203 MPa として扱った（表 3.1）．

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (48)$$

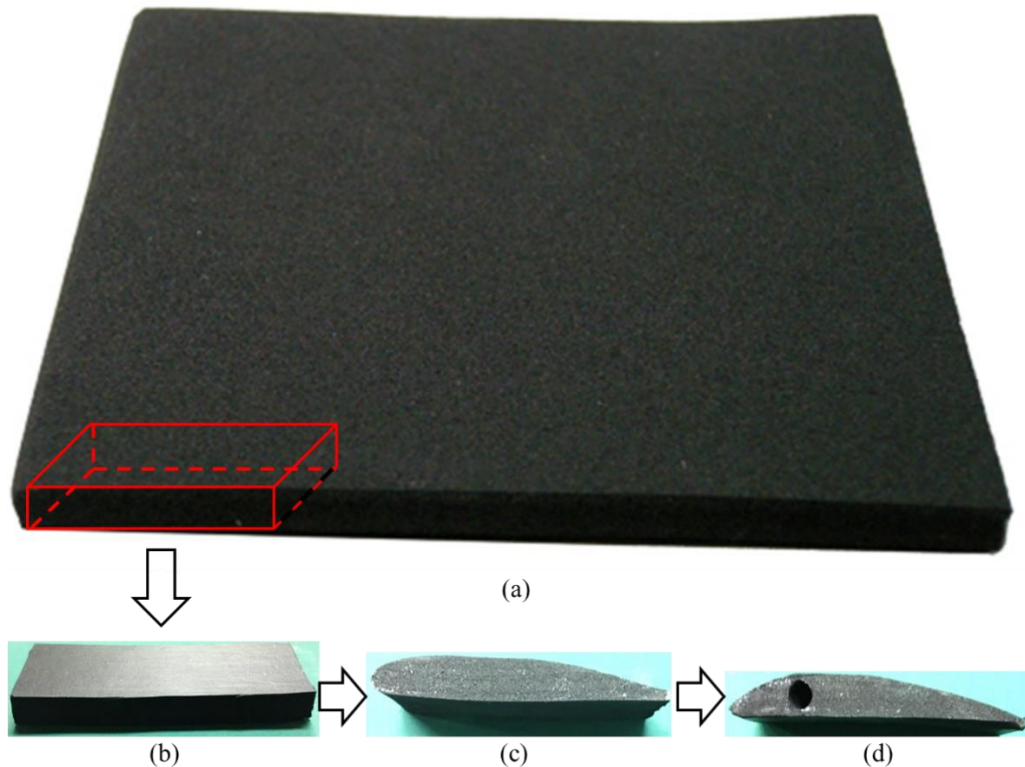


図 3-3 ハネナイトスポンジの加工プロセス (a) ハネナイトスポンジゴムシート (b) ゴムシートから直方体に切り出し (c) リブ形状へ研磨 (d) 二重筒構造を通す穴を貫通

表 3.1 本研究モデルに使用する材料特性

Material	Part	Property	Units	Content
ABS	Rib	Young's modulus: E	MPa	924.7
	Outer-tube	Shear modulus: G		2767.0
Metal (brass)	Inner tube	Young's modulus: E_{inner}		96,000
		Poisson ratio: ν_{inner}	MPa	0.33
Rubber sponge	Skin part	Shear modulus: G_{sk}		0.0748
		Poisson ratio: ν_{sk}		0.45
		Young's modulus: E_{sk}	MPa	0.203

3.2.2 評価方法

先に述べた外板への要求（概要の(3)）に基づき、柔らかい材料を選定したが、(1)及び(2)の条件を満たすか検証するために、迎角 $\alpha = -10^\circ \sim 20^\circ$ の範囲で風洞試験を行った。風洞は、防衛大学校に設置されているエッフェル型整流風洞を用いた（図 3-4）。その諸元概要を表 3.2、図 3-5 及び図 3-6 に示す。風洞試験による試験片の取り付けの概要を図 3-7 に示す。供試体は、二軸傾斜スリムステージ（中央精機株式会社製 TD602）⁴⁹ ギヤー式回転スリムステージ（中央精機株式会社製 TD602 $\phi 90$ ）⁵⁰、の上の 3 分力検出器（日章電機株式会社製 LMC-31325-10N）⁵¹ の治具と接続され、風洞内に設置されている（図 3-7）。この際、翼表面特に翼上面の段差は空力性能に影響を及ぼすことが分かっており⁵²、模型表面を努めて滑らかにする必要があるため、リブとゴムスポンジの間の溝をパテで埋めた。また、風洞壁から模型までのギャップ（図 3-8）が大きいと空力特性に影響を及ぼすことが知られている。適切なギャップはアスペクト比にもよるが⁵³、Barlow らによると、半裁模型の取り付けにおいて、コンプリートスパンの 0.5% 以内であれば粘性の影響は無視できる⁵⁴。本翼は全翼にすると、534 mm (267 mm \times 2) であるため、適切なギャップは 2.67 mm 以内となり、それを目安に設置した。なお、風洞壁との距離が近すぎると、計測中に風洞壁と接触するため、接触しない程度にした。また、低速風洞では、模型等が風洞を閉塞すると、模型等の周りの動圧が高まり、気流が速くなる。そのため、閉塞率に起因する誤差は小さい方が望ましく、Barlow らによると、最大閉塞率は 7.5% 以下でなければならない⁵⁴。閉塞率は次式(49)で定義される。

$$\text{閉塞率} \equiv \frac{\text{供試体投影面積}}{\text{風洞試験部断面積}} \quad (49)$$

供試体を風洞内に設置した様子を図 3-9 に示す。用いる風洞内部の対辺距離は、直径 600 mm の円に外接する正八角形であり、断面積は $2.98 \times 10^5 \text{ mm}^2$ である。次に、供試体は、迎角 α により投影面積が異なる。迎角 $\alpha = 0^\circ$ のとき、投影面積は $2.94 \times 10^3 \text{ mm}^2$ であり、閉塞率は式(49)より、約 1.0% と、閉塞率は十分に小さい。また、最も閉塞率が高くなる迎角 $\alpha = 20^\circ$ のとき、投影面積は $8.84 \times 10^3 \text{ mm}^2$ であり、閉塞率は式(49)より、約 3.0% と十分に小さいため、本試験では、閉塞率に起因する誤差は十分に小さい。

モデルには、3D プリンターで成形した理想形状に近い ABS 製のモデル（図 3-10）と、外板部をゴムスポンジで作成したモデルを用い、それぞれの空力データを取得した。なお、ゴムスポンジモデルは加工が困難であり、抗力が大きくなることは予想されたため、計測結果は揚力係数 C_L についてのみ評価対象とした。

用いた多分力検出装置（日章電機株式会社製 LMC-31325-10N）⁵¹ では、次式(50)の F_N 、 F_A 、 M_x を測定し、ひずみ増幅器（日章電機株式会社製 DSA-100B）⁵⁵で増幅し、A/D 変換器（KEYENCE 製マルチ入力データ収集システム NR-500）⁵⁶を用いて記録した。揚力 L 、抗力 D 、ピッチングモーメント $M_{c/4}$ を次式(50)より算出した。空力データ及び検出力の関係は図 3-11 の通りである。

$$\begin{pmatrix} L \\ D \\ M_{c/4} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_N \\ F_A \\ M_x \end{pmatrix} \quad (50)$$

次に、式(50)で求めた値から、各空力係数をそれぞれ次式(51), (52)で求めた.

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right) = \left(\frac{L}{D}\right) / \left(\frac{\rho_{\text{air}} U^2 S}{2}\right) \quad (51)$$

$$C_{M_{\frac{c}{4}}} = M_{\frac{c}{4}} / \left(\frac{\rho_{\text{air}} U^2 S c}{2}\right) \quad (52)$$

ここで、 ρ_{air} は空気密度、 U は風洞内の風速を示しており、一般的に、準一次元流れの保存則及びベルヌーイの定理より、それぞれ順に次式(53), (54)が得られる.

$$\rho U_1 S_1 = \rho U_2 S_2 \quad (53)$$

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho U_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 \quad (54)$$

ここで、添え字 1 は風洞加速筒の入り口、添え字 2 は風洞加速筒の出口を示す. 式(53), (54)より、 U_2 は次式(55)で示すことができる.

$$U_2 = \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho_{\text{air}} \times \left\{1 - \left(\frac{S_2}{S_1}\right)^2\right\}}} \quad (55)$$

ここで、加速筒静圧差（風洞加速筒の入り口の圧力 P_1 と出口の圧力 P_2 の差）は、差圧計（長野計器 GC-62⁵⁷⁾）により測定した. 断面積比(S_2/S_1)は、用いた風洞加速筒の面積比より、(1/25)である. 次に、風洞内空気密度 ρ_{air} は気圧計（佐藤計量器製作所 R-30⁵⁸⁾）より求めた大気圧と温度計（CUSTOM CT-280WR⁵⁹⁾）より計測した気温 $temp(^{\circ}\text{C})$ を用いて、次式(56)から算出した⁶⁰⁾.

$$\rho_{\text{air}} = \frac{1.293 \times P \times 100}{101325(1 + 0.00367 \times temp)} \quad (56)$$



図 3-4 風洞全体外観

表 3.2 整流風洞諸元概要^{61,62}

構 造	開放形（エッフェル形）
形 式	吸込式（直線型，水平配置）
測定部全面	正八角形閉鎖型
最大風速	約27 m/s
胴体全長（整流室，電動機器部は除く）	12.3 m
最大対辺距離（整流胴径）	3 m
測定部対辺距離	0.6 m
加速筒断面積比	25 : 1

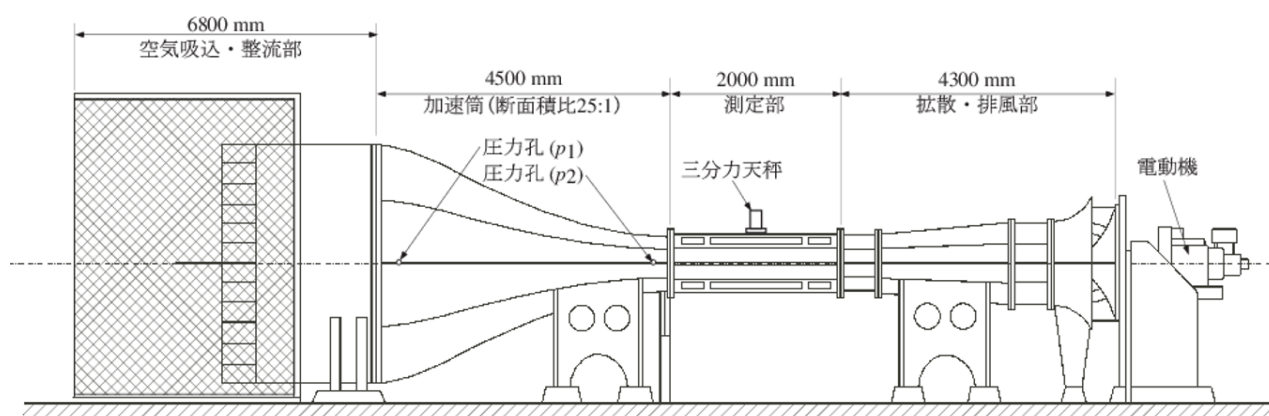


図 3-5 風洞概略図⁶¹

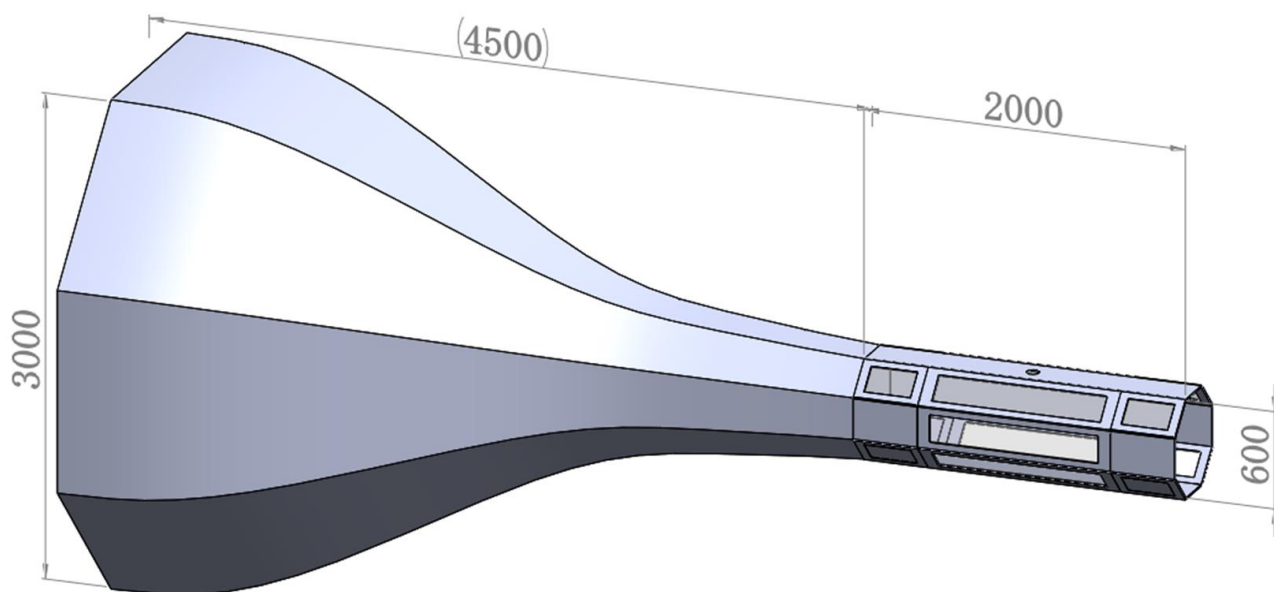


図 3-6 加速筒及び測定部概要

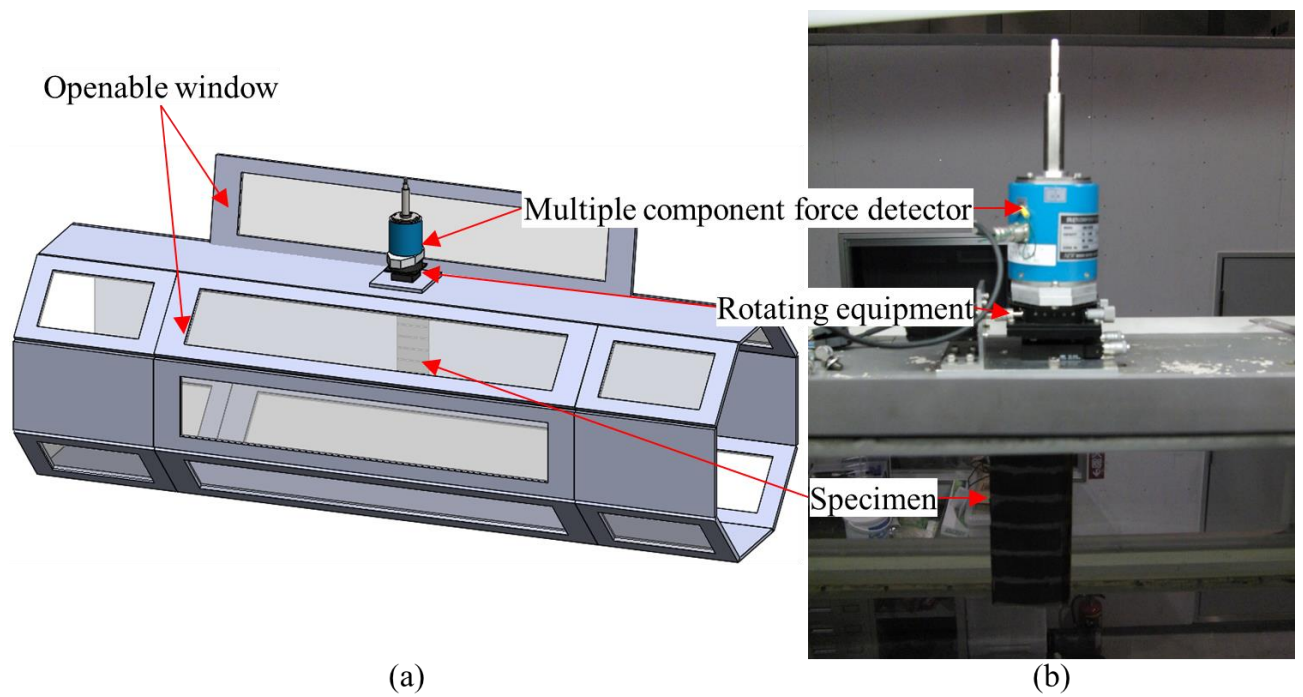


図 3-7 風洞試験における試験片セットアップ (a) 観測部 (b) 供試体等拡大写真

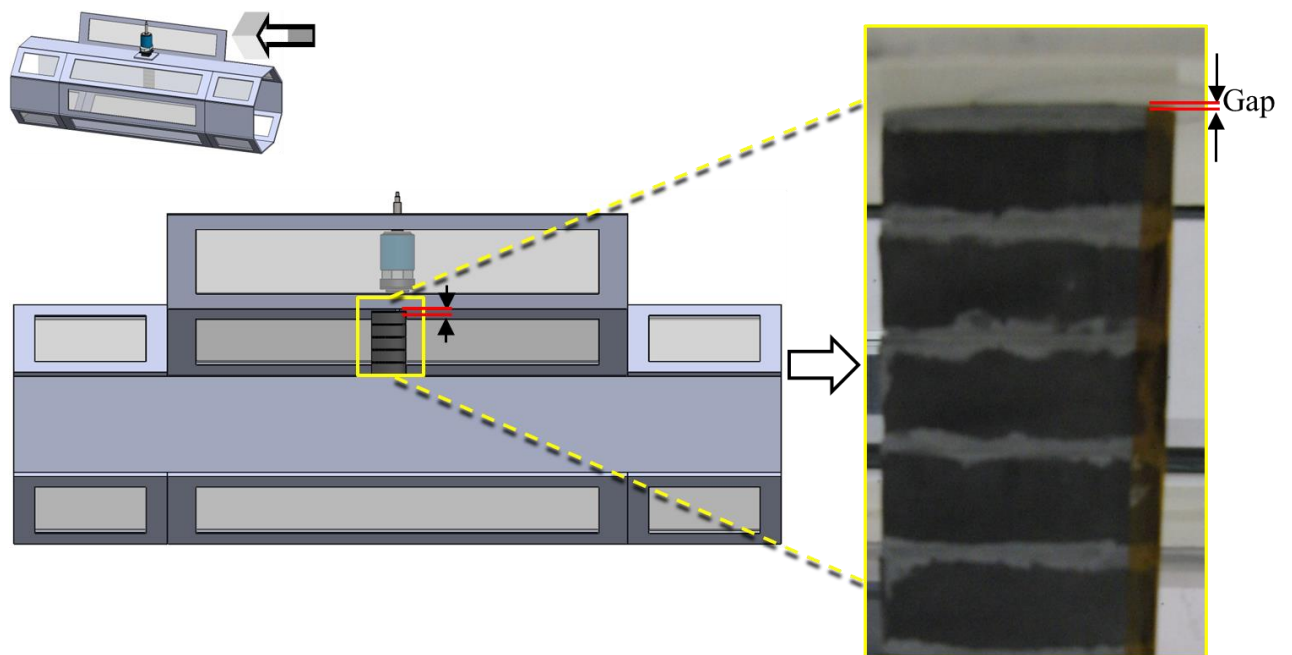


図 3-8 風洞壁とモデル間のギャップ

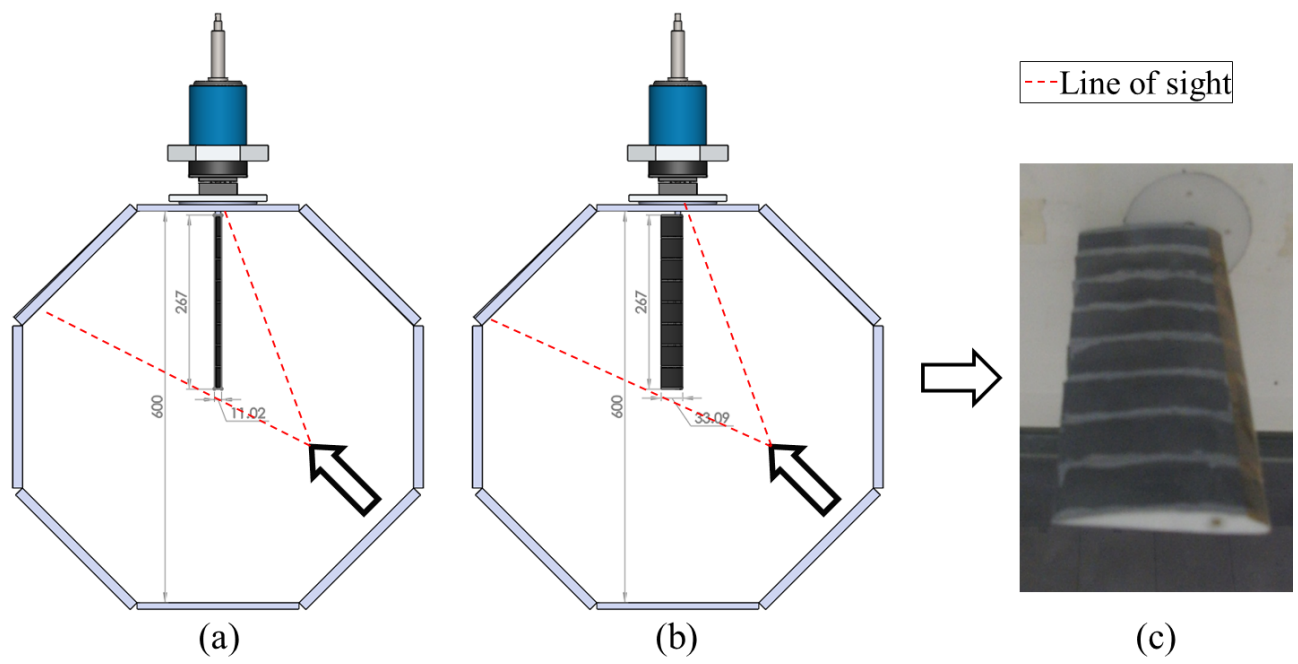


図 3-9 閉塞率(a) 迎角 $\alpha = 0^\circ$ (b) 迎角 $\alpha = 20^\circ$ (c) 供試体翼端側アングル

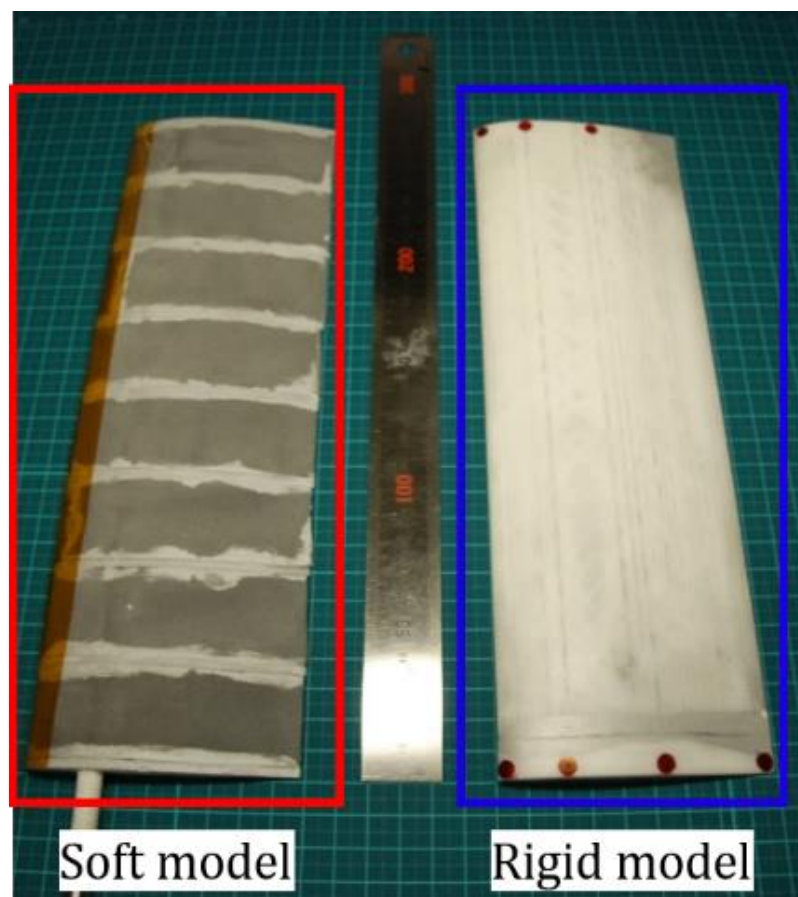


図 3-10 比較モデル

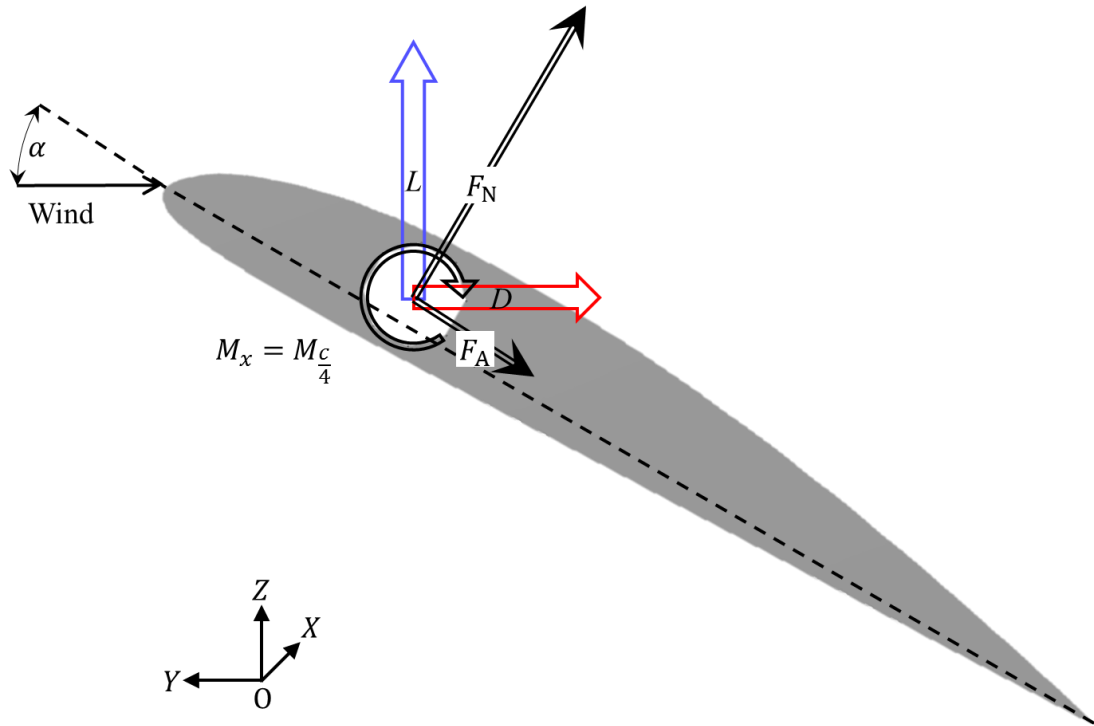


図 3-11 空力データ及び検出力の関係

3.2.3 評価結果

揚力係数 C_L の比較を図 3-12 に示す．ここで，比較対象として，同翼型 Clark Y の高レイノルズ数 ($Re \cong 1.0 \times 10^6$) における空力実験データの文献値⁶³を併記した．揚力係数 C_L の比較 (図 3-12) より，揚力傾斜は参考値，文献値と概ねよく一致しており，前述の外板部としての条件(1)及び(2)を満たしていると考えられる．一般的に，翼型，アスペクト比が同じ場合，高レイノルズ数の方が最大揚力係数 $(C_L)_{\max}$ は大きくなることが知られているが，揚力傾斜はレイノルズ数への依存が小さいため，揚力傾斜の比較結果は妥当であると考えられる．なお，揚力係数 $C_L = 0$ となるゼロ揚力角($\alpha_{C_L=0}$)には低レイノルズ数領域でのレイノルズ依存性が大きいため，空力特性の比較が難しい．また，本研究での模型取り付け時の困難さ (モデル工作精度による前縁と後縁の場所の不明確さ) があるため，横軸 $\Delta\alpha$ は，モーフィング前 ($\psi = 0^\circ$) の翼のゼロ揚力角($\alpha_{C_L=0}$)からの増分と定義した (以下 $\Delta\alpha$ を迎角とする)．さらに進藤によると，一般的に風洞実験で得た揚力傾斜はアスペクト比が 6 ないし 8 の範囲では，およそ 1° 当たり 0.08 ないし 0.12 程度とあり⁵²，本試験結果も概ね 0.08 とその範囲内に納まっているため，妥当な揚力傾斜であると考えられる．なお，ABS モデルの揚力傾斜が途中で変わっているが，この現象は低レイノルズ数領域において観測されている現象である^{64,65}．以上より，本研究では外板部にゴムスポンジ (内外ゴム株式会社，ハネナイトスポンジ⁴⁸) を各リブ間に配置して用いることにした．

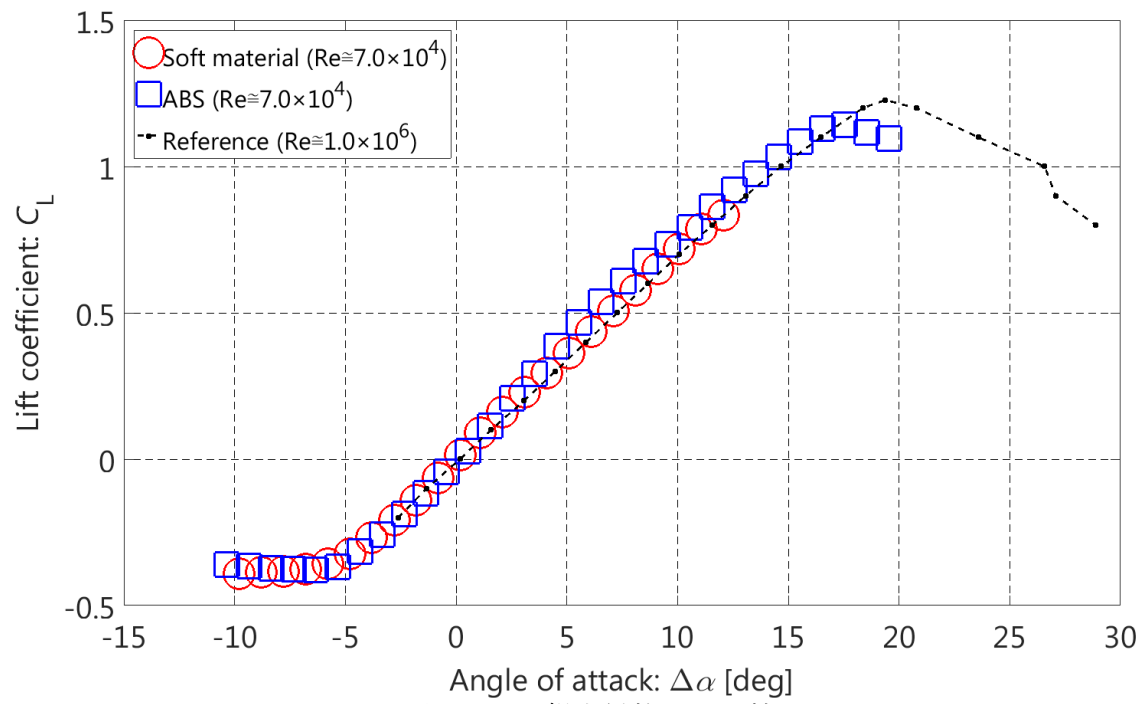


図 3-12 揚力係数 C_L の比較

3.3 理論式の拡張

3.3.1 外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ の導出

3.3.1.1 外筒及び外板部構造のねじり角

第2章で導出した二重筒構造の理論式を，外板部を付けたモーフィング翼構造に適用できるように拡張する．一般的に，両端ワーピング拘束された長さ l_0 のはりの任意の位置 x におけるねじり角 $\psi(x)$ は次式(57)で与えられる⁶⁶．

$$\psi(x) = \frac{M_T l_0 A(x)}{GJ} \quad (57)$$

ここで， M_T ははりにかかるねじり中心 t 点まわりのねじりモーメント， GJ はねじり剛性を示し， $A(x)$ は次式(58)の通り定義できる⁶⁶．

$$A(x) = \left\{ \frac{1 - \cosh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_0^2}{EI_{\phi\phi t}}} \left(1 - \cosh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_0^2}{EI_{\phi\phi t}}} \frac{x}{l_0} \right) - \frac{1}{\sqrt{\frac{GJ_{sk} l_0^2}{EI_{\phi\phi t}}}} \sinh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_0^2}{EI_{\phi\phi t}}} \frac{x}{l_0} + \frac{x}{l_0} \right\} \quad (58)$$

ここで， $EI_{\phi\phi T}$ は曲げねじり剛性を意味し，添え字“sk”は外板部を意味する．また，本提案では個々の外板部の長さは外筒の開断面部分（はり）の長さ l_0 に等しいため， l_0 と表記している．次に，式(57)及び(58)に加えて，モーターから与えられるねじりモーメント M_T について考慮すると， M_T は二重筒部及び外板部に作用するモーメントの和として考えられ，次式(59)のように与えられる(図 3-13)．

$$M_T = N \times (f \times r_m + T) + \frac{\psi_{sk}(x) GJ_{sk}}{l_0 A(x)} \quad (59)$$

ここで， N ははりの本数， f ははりの接線方向に働く力の合計， r_m ははりの半径， T は各はりに生じるねじりトルク，式(59)第2項は外板部に生じるねじりモーメント $(M_T)_{sk}$ である．境界条件 ($x = l_0$ で $\psi_{sp}(l_0) = \psi_{sk}(l_0)$)，式(20)及び式(59)を考慮すると，各はりの接線方向に生じる力 f は次式(60)で与えられる．

$$f = \frac{M_T}{\left[N \times \left(r_m + \frac{l_0^2}{12 r_m} \times \frac{GJ_{sp}}{EI_{sp}} \right) + \frac{l_0^2}{12 r_m A(l_0)} \times \frac{GJ_{sk}}{EI_{sp}} \right]} \quad (60)$$

ここで，添え字“sp”は桁を意味する．次に，式(60)を式(59)に代入すると次式(61)が得られる．

$$(M_T)_{sk} = M_T \left[\frac{GJ_{sk} l_0^2}{N \times \{ 12 EI_{sp} r_m^2 A(l_0) + GJ_{sp} l_0^2 A(l_0) \} + GJ_{sk} l_0^2} \right] \quad (61)$$

任意の位置 x における一区画モデルの外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ (図 3-14) 及び外筒のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ は式(61)を式(57)に代入して，次式(62)，(63)が得られる．

$$\psi_{sk}(x) = \frac{M_T l_0^3 A(x)}{N (12 EI_{sp} r_m^2 + GJ_{sp} l_0^2) A(l_0) + GJ_{sk} l_0^2} \quad (62)$$

$$\psi_{sp}(x) = \frac{M_T l_0^3 \left\{ \left(\frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_0} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_0} \right)^3 \right) \right\}}{N (EI_{sp} r_m^2 + GJ_{sp} l_0^2 / 12) + GJ_{sk} l_0^2 / \{ 12 A(l_0) \}} \quad (63)$$

また一区画モデルにおける翼端($x = l_0$)のねじり角 $\psi(l_0)$ (図 3-14) は式(62)または(63)に($x = l_0$)を代入して，次式(64)で与えられる．

$$\psi(l_o) = \frac{M_T l_o^3}{N\{12EI_{sp}r_m^2 + GJ_{sp}l_o^2\} + GJ_{sk}l_o^2/A(l_o)} \quad (64)$$

ここで、2.2 節同様、 J_{sp} は部分円環の断面二次極モーメント、 I_{sp} は断面二次モーメント、 ϕ は各はりの高さに係る角度、 t は肉厚を示し、 k_2 は式(24)の様に与えられ³⁷、 k_1 は部分円環であるはりの縦横比係数を示す。次に、 n 個のリブが配置された複数区画モデル ($(n-1)$ 区画モデル) について考える。式(64)及びリブの配置された外筒の閉断面部分におけるねじり角を考慮すると、翼根側から n 番目のリブにおけるねじり角 ψ_{tip} (図 3-14) は次式(65)のように与えられる。

$$\psi_{tip} = M_T \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left\{ \frac{l_o^3}{N\{12EI_{sp}r_m^2 + GJ_{sp}l_o^2\} + GJ_{sk}l_o^2/A(l_o)} \right\}_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{GJ_c} \right)_i \right] \cong \sum_{i=1}^{n-1} \psi(l_o)_i \quad (65)$$

ここで、リブの配置された外筒の閉断面部分におけるねじり角は、2.4 節の検討結果より微小であることが分かっているため、以降は無視することとする。

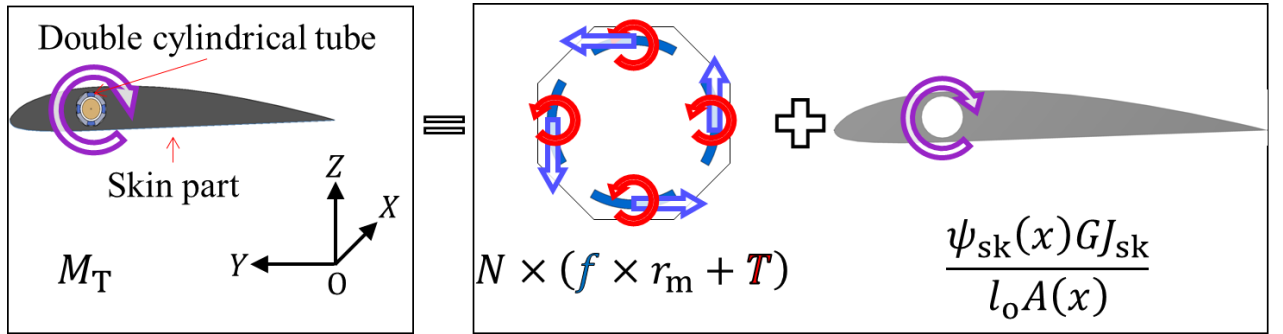


図 3-13 ねじりモーメント M_T の等価

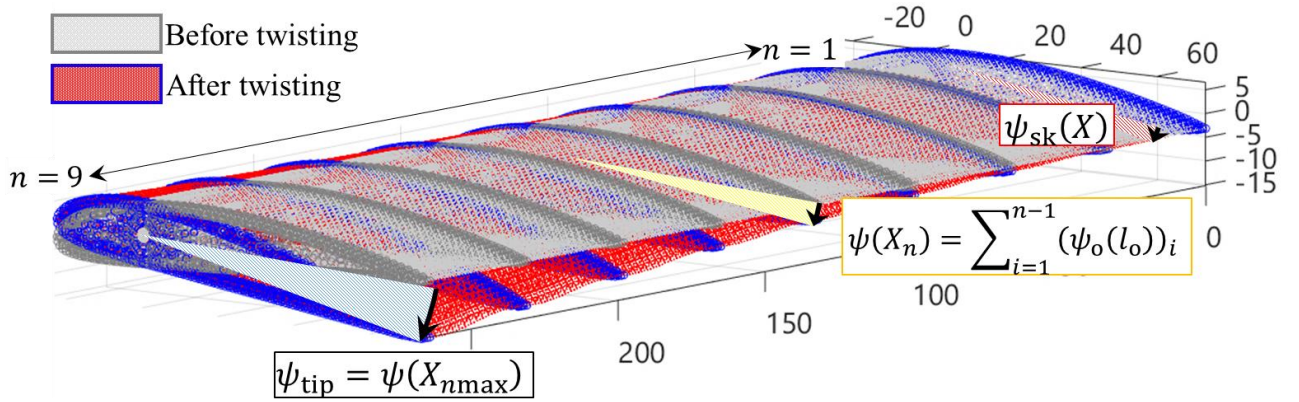


図 3-14 ねじり角 $\psi_{sk}(X)$ 、 $\psi(X_n)$ 及び ψ_{tip}

3.3.1.2 内筒を考慮したモーフィング翼構造のねじり角

ここまで、外筒と外板部構造における外板部のねじり角 ψ_{sk} に関する理論式を導出してきたが、内筒のねじり角 ψ_{inner} も考慮する必要がある。ここで、モーターのねじり角 ψ_{motor} は、式(64)と(19)より、次式(66)が得られる。

$$\psi_{motor} = \psi_{tip} + \psi_{inner} = M_T \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left\{ \frac{l_o^3}{N\{12EI_{sp}r_m^2 + GJ_{sp}l_o^2\} + GJ_{sk}l_o^2/A(l_o)} \right\}_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{GJ_c} \right)_i + \frac{l_{inner}}{GJ_{inner}} \right] \quad (66)$$

以上が外板部を含めたモーフィング翼構造のモーターのねじり角 ψ_{motor} に関する理論式であるが、二重筒構造の場合と同様に、実際の試験では先端の目標ねじり角 ψ_{tip} を決め、そのねじり角を達成するように、モーターのねじり角 ψ_{motor} を設定する。式(65)より、ねじりモーメント M_T は次式(67)で示すことができる。

$$M_T = \frac{\psi_{\text{tip}}}{\left[\sum_{i=1}^{n-1} \left\{ \frac{l_0^3}{N\{12EI_{\text{sp}}r_m^2 + GJ_{\text{sp}}l_0^2\} + GJ_{\text{sk}}l_0^2/A(l_0)} \right\}_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{GJ_c} \right)_i \right]} \quad (67)$$

次に、式(67)を式(66)に代入すると、次式(68)を得る。

$$\psi_{\text{motor}} = \psi_{\text{tip}} \left[1 + \frac{l_{\text{inner}}}{GJ_{\text{inner}} \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left\{ \frac{l_0^3}{N\{12EI_{\text{sp}}r_m^2 + GJ_{\text{sp}}l_0^2\} + GJ_{\text{sk}}l_0^2/A(l_0)} \right\}_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{GJ_c} \right)_i \right]} \right] \quad (68)$$

式(68)より、複数のパラメータが設計パラメータとなり得るが、二重筒構造の設計同様、翼の大きさや重さを考慮して外筒の開断面部材のはりの高さに係る角度 ϕ を主設計パラメータとして選定した。設計方法の詳細は次項で記述する。また、外板部のねじり剛性 $(GJ)_{\text{sk}}$ は形状が複雑で理論的に求めることは困難であるため、本研究では数値解析結果より算出した。外板部のねじり剛性 $(GJ)_{\text{sk}}$ 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi T})_{\text{sk}}$ の細部算出方法は次項 3.3.2 で述べる。

3.3.2 外板部の剛性の算出

3.3.2.1 設計モデルの剛性

外板部の形状は複雑なため、両端を剛体面で拘束された外板部モデルの数値解析を行い（図 3-15），外板部のねじり剛性 GJ_{sk} 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ を算出した．数値解析では翼根側を固定し，翼端側にねじりモーメント M_T を与え，翼端 $(x = l_o)$ におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ を読み取る．次に，外板部の長さ l_o を換え，同様の手順を踏み，様々な外板部の長さ l_o の翼端におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の値を収集する．ここで，メッシュサイズは1.0 mmに固定し，線形（微小変形）解析を行った．この際，外板部の形状はコード長90 mmの Clark Y 翼型（図 3-16，表 3.3）とするため， $GJ_{sk}/(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ は一定であり，外板部の長さ l_o によって式(62)は，以下の式(69)，(70)のように近似することができる．

$GJ_{sk}l_o^2/(EI_{\phi\phi t})_{sk} \gg 1$ のとき

$$\psi_{sk}(x) = \frac{M_T l_o}{GJ_{sk}} \left(\frac{x}{l_o} \right) \quad (69)$$

$GJ_{sk}l_o^2/(EI_{\phi\phi t})_{sk} \ll 1$ のとき

$$\psi_{sk}(x) = \frac{M_T l_o^3}{EI_{\phi\phi t}} \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{x}{l_o} \right)^2 - \frac{1}{6} \left(\frac{x}{l_o} \right)^3 \right\} \quad (70)$$

さらに，翼端 $(x = l_o)$ におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ を考えると，式(69)，(70)は $(x = l_o)$ を代入して，それぞれ順に，次式(71)，(72)となる．

$$\psi_{sk}(l_o) = \frac{M_T l_o}{GJ_{sk}} \quad (71)$$

$$\psi_{sk}(l_o) = \frac{M_T l_o^3}{12EI_{\phi\phi t}} \quad (72)$$

まず外板部の長さ l_o が大きい場合，式(71)よりねじり角 $\psi_{sk}(x)$ は長さ (l_o) に線形である特徴を利用し，外板部のねじり剛性 GJ_{sk} を概算する．これを外板部のねじり剛性 GJ_{sk} の初期値とし，曲げねじり剛性 $EI_{\phi\phi t}$ を概算する．続いて同様にエクセルゴールシーク機能により，数値解析結果にフィッティングを行い，各剛性を算出する．ここで，フィッティングには最小自乗法を用い，外板部の各長さ l_o におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)_i$ の数値解析及び理論値との差の合計（次式(73)の左辺）が小さくなるようにした（次式(73)）．

$$\sum (\Delta\psi_{sk}(l_o)_i)^2 = \sum [\{\psi_{sk}(l_o)_i\}_{FEM} - \{\psi_{sk}(l_o)_i\}_{Theory}]^2 \quad (73)$$

なお，外板部に着目するため，数値解析モデルは二重筒構造を含まない両端を剛体のリブで固定された外板部モデルを使用し，桁部分のねじり剛性 GJ_{sp} 及び曲げ剛性 EI_{sp} は 0 とみなしている．モデルの細部と具体的な外板部のねじり剛性 GJ_{sk} 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ の算出は以下の通り．

(1) 複数の長さモデル（外板部の長さ l_o を10 mmから200 mmに変化）における翼端のねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ データを取得する．ここで，ねじりモーメント M_T や翼型，翼弦長といったといった他のパラメータは事前に設定しておき，本研究では一定とする．ここでは，リブの間にリブと同形状で二重筒構造を通す穴を空けた外板部を設置した（図 3-16）．この際の数値解析モデル及び解析条件を表 3.3 に示す．細部のパラメータは図 3-16 及び表 3.3 に示す．

(2) (1) から得た結果を外板部のねじり剛性 GJ_{sk} 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ を算出するために使用し，ねじり剛性 $GJ_{sk} = 1.22 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$ 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk} = 2.99 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$ を得た．

(3) 得られた外板部のねじり剛性 GJ_{sk} 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ の有効性を評価するため，理論値と数値解析結果の比較を行った．図 3-17，表 3.4 によると，数値解析結果と理論値はよく一致して

いることが確認できる．以上より，算出した外板部のねじり剛性 GJ_{sk} 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ は外板部の長さ l_o に関係なく有効であることを意味している．

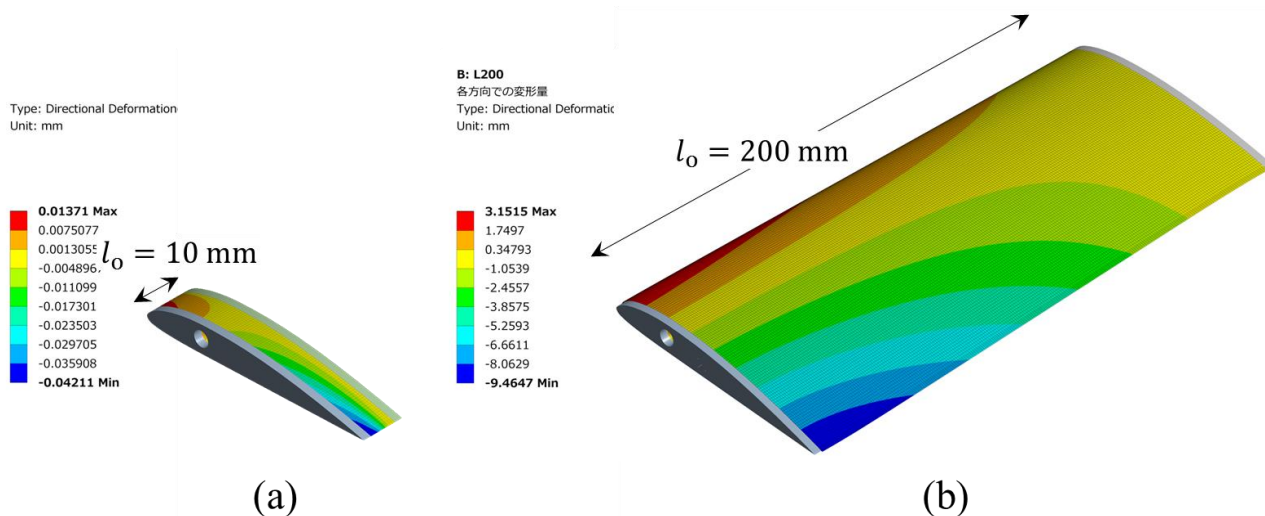


図 3-15 数値解析モデルの例(a) 短いモデル, (b) 長いモデル

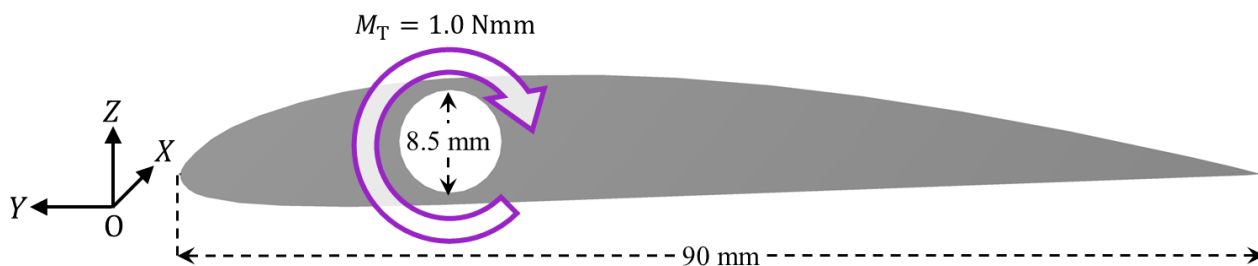


図 3-16 外板部断面図

表 3.3 数値解析モデル及び数値解析条件

	Parameter	Content	Units
	Mesh size	1.0	mm
Motor	Twisting moment: M_T	1.0	N · mm
Rib	Airfoil	Clark Y	mm
	The number of ribs	2	
	Chord length: c	90.0	
	Span-wise length: l_c	3.00	
Skin part	Airfoil	Clark Y	mm
	The number of skin part	1	
	Chord length: c	90.0	
	Hole diameter: d	8.50	
	Span wise length: l_o	10 ~ 200	
	Shear modulus: G_{sk}	0.07	MPa
	Poison ratio: ϵ	0.45	

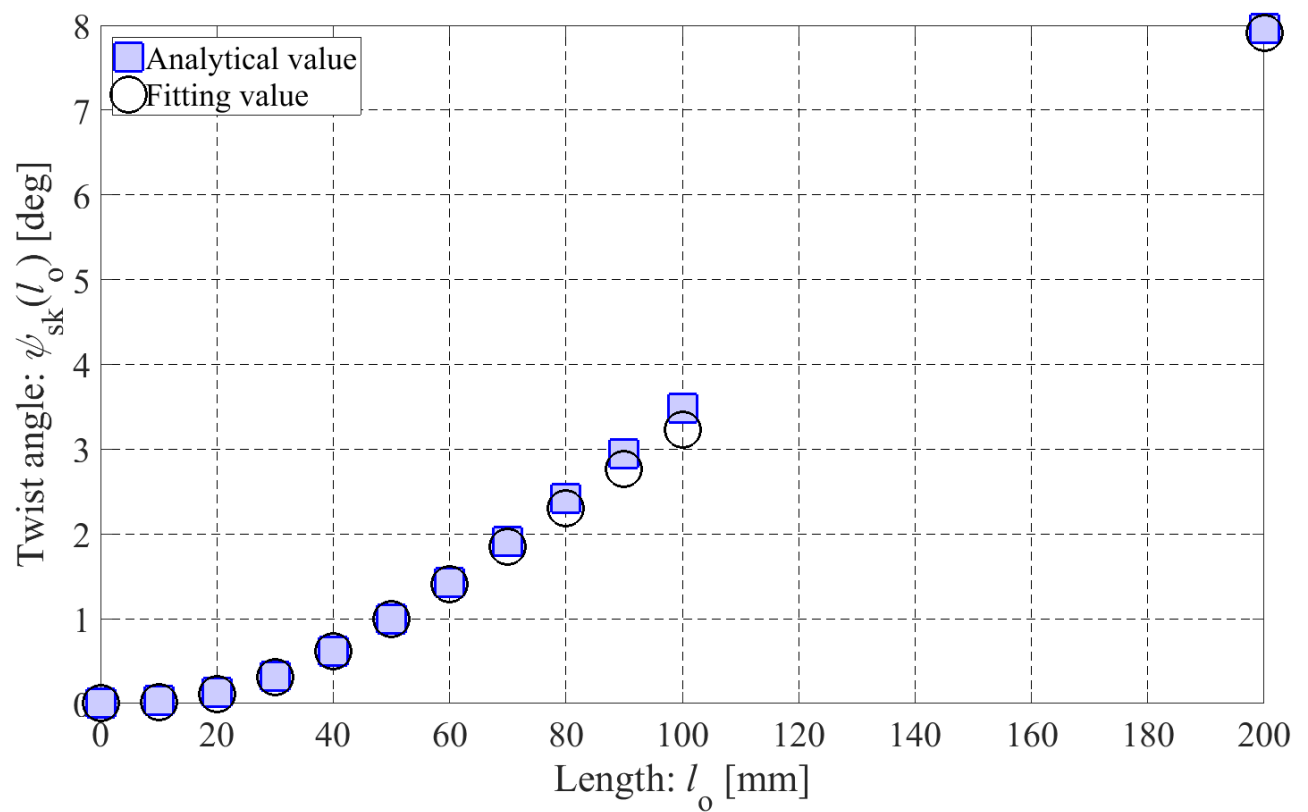


図 3-17 数値解析結果にフィッティングして算出した剛性値の有効性評価
(翼端におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較)

表 3.4 数値解析結果にフィッティングして算出した剛性値の有効性評価
(翼端におけるねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較)

Length l_o [mm]	Twist angle $\psi_{sk}(l_o)$	
	Analytical results	Fitting value
0	0.00°	0.00°
10	0.03°	0.02°
20	0.13°	0.11°
30	0.32°	0.32°
40	0.61°	0.62°
50	0.99°	0.99°
60	1.43°	1.41°
70	1.91°	1.85°
80	2.42°	2.30°
90	2.94°	2.76°
100	3.48°	3.23°
200	7.97°	7.91°

3.3.2.2 大きさの違う外板部の剛性

3.2 節で述べた通り，ゴムスポンジの加工は難しく，設計通りの寸法・形状にはならないことが予想される（図 3-18）．一方で，寸法・形状が変わると，外板部の剛性も変わる．そこで，外板部の寸法の影響を確認するため，外板部の寸法が設計値より5%大きい場合（翼弦長：94.5 mm）及び5%小さい場合（翼弦長：85.5 mm）の剛性を同様の方法で算出した．翼端部のねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較を図 3-19，表 3.5 に示す．その結果，小さいモデルの曲げ剛性，曲げねじり剛性は順に， $9.73 \times 10^2 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$ ， $2.40 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$ （表 3.6），同様に大きいモデルは順に， $1.48 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$ ， $3.92 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$ となった（表 3.7）．この剛性値は元の剛性値と比べて約20~30%程度異なり，外板部の大きさが本モーフィング翼構造のねじり角 ψ に影響すると考えられる．

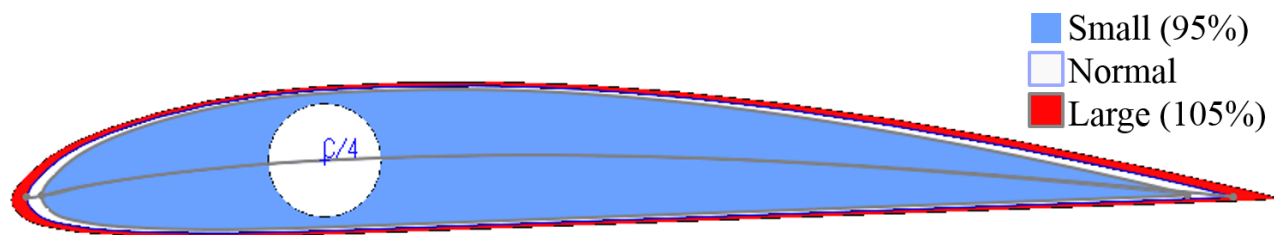


図 3-18 外板部の大きさ比較

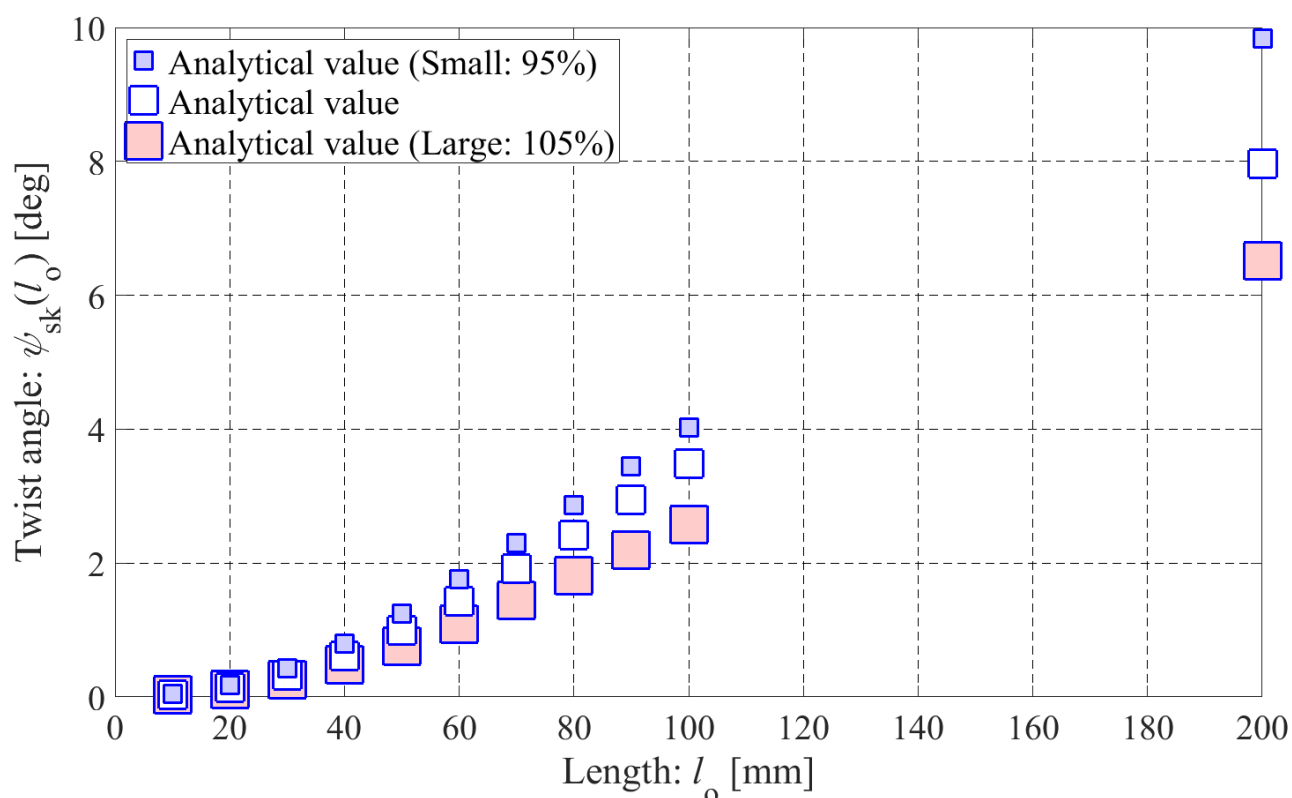


図 3-19 翼端部における数値解析のねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較

表 3.5 翼端部における数値解析のねじり角 $\psi_{sk}(l_o)$ の比較

Length: l_o [mm]	Analytical twist angle: $\psi_{sk}(l_o)$ [deg]		
	Small (95%)	Normal (100%)	Large (105%)
0	0.00	0.00	0.00
10	0.05	0.03	0.03
20	0.18	0.13	0.11
30	0.43	0.32	0.26
40	0.80	0.62	0.48
50	1.25	0.99	0.76
60	1.76	1.43	1.09
70	2.30	1.91	1.44
80	2.87	2.42	1.81
90	3.44	2.95	2.19
100	4.03	3.48	2.58
200	9.84	7.97	6.51

表 3.6 大きさが95%の外板部の寸法及び剛性

	Value	Units
Chord length: c	85.5	mm
Torsional rigidity: GJ_{sk}	9.73×10^2	$\text{N} \cdot \text{mm}^2$
Bending torsional rigidity: $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$	2.40×10^5	$\text{N} \cdot \text{mm}^4$

表 3.7 大きさが105%の外板部の寸法及び剛性

	Value	Units
Chord length: c	94.5	mm
Torsional rigidity: GJ_{sk}	1.48×10^3	$\text{N} \cdot \text{mm}^2$
Bending torsional rigidity: $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$	3.92×10^5	$\text{N} \cdot \text{mm}^4$

3.4 数値解析による理論式の有効性評価

3.3 項で導出した理論式の有効性を評価するため，一例として 1 区画モデルを設計し（図 3-20，表 3.8），数値解析を行った（図 3-21）．ここで，導出した理論式の有効性を評価するため，両端をリブで固定された外板部と二重筒構造で構成された最も基本的なモデルを利用した．数値解析後，数値解析結果と理論値を比較した．モデルの細部寸法を表 3.8 に示す．ここで，外板部は 3.3.2 項で導出したねじり剛性 $GJ_{sk} = 1.22 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$ 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk} = 2.99 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$ を使用した．

理論値と数値解析結果の比較を図 3-21，表 3.9 に示す．図 3-21 の結果より，数値解析結果は理論値と全体的によく一致していることが確認でき，導出した理論式は一区画モデルにおいて有効であると言える．

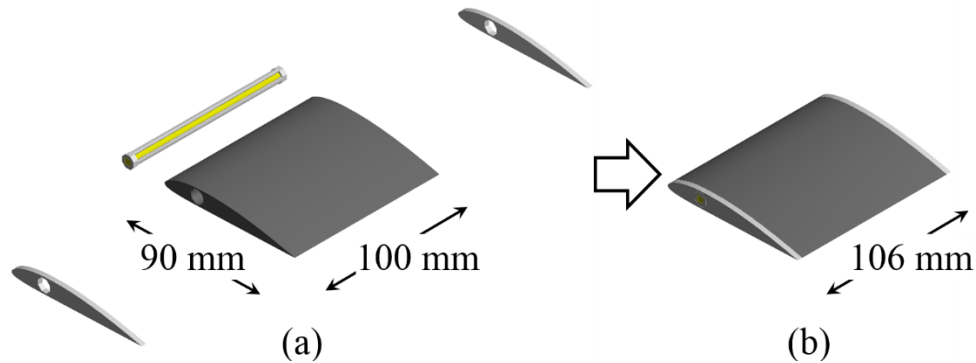


図 3-20 一区画モデル概要(a) 構成部品，(b)組立図

表 3.8 数値解析モデル寸法

Part			Parameter		Content	Units
Motor			Twisting moment: M_T		5.0	N · mm
Double cylindrical tube	Outer tube	Closed section: rib	Airfoil		Clark Y	<div></div>
			The number of ribs		2	
			Chord length: c		90	
			Span-wise length	l_c	3.00	
		l_o		100		
		Open section: beam	Internal diameter: d_1		6.00	
			External diameter: d_2		8.00	
			Design parameter: ϕ		20	
			The number of beam: N		4	<div></div>
	Inner tube	Internal diameter: d_1		0.00	mm	
		External diameter: d_2		5.00		
		Span-wise length: l_{inner}		106		
Skin part			Airfoil		Clark Y	<div></div>
			The number of skin part		1	
			Chord length: c		90.0	mm
			Hole diameter: d		8.50	
			Span wise: l_o		100	
			Torsional rigidity: GJ_{sk}		1.22×10^3	N · mm ²
			Bending torsional rigidity: $(EI_{\phi\phi t})_{\text{sk}}$		2.99×10^5	N · mm ⁴

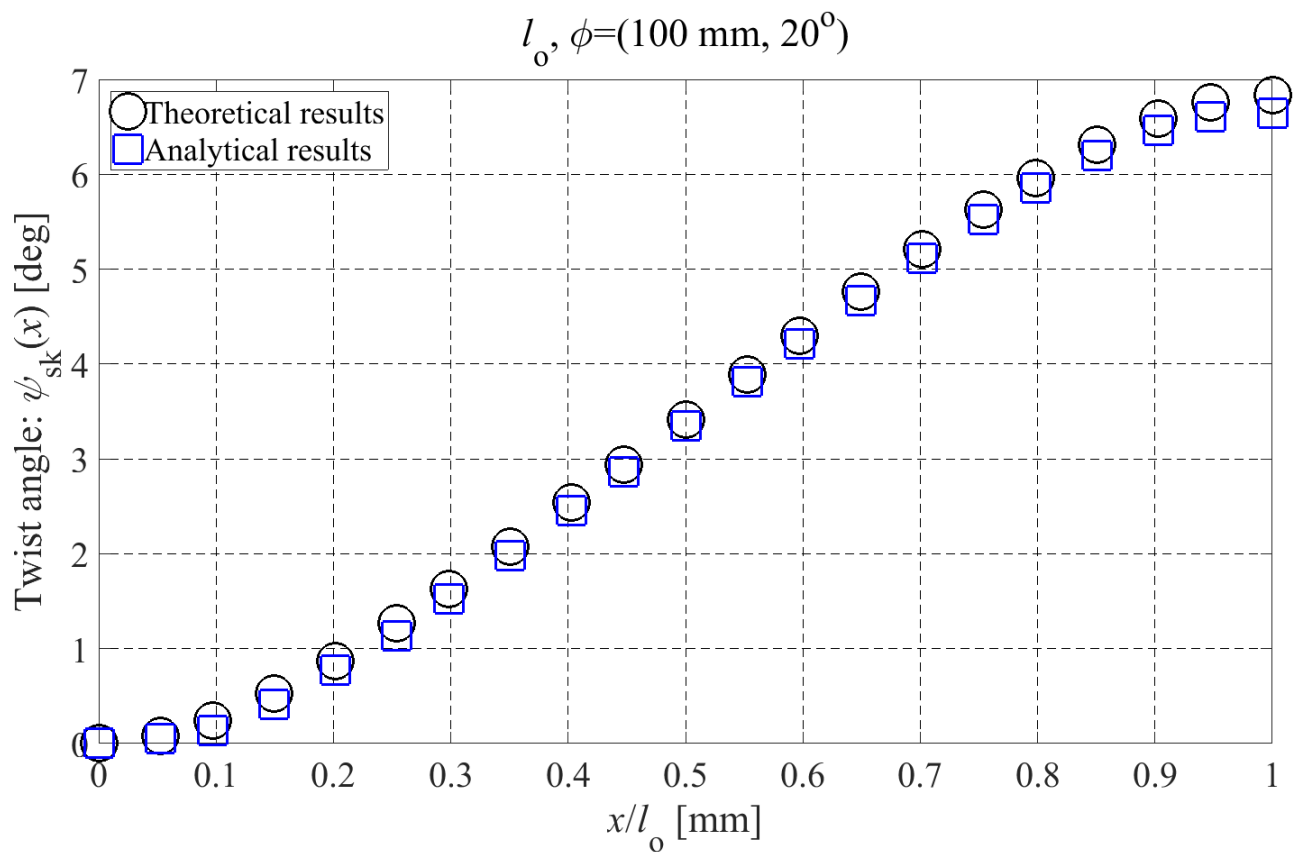


図 3-21 任意の位置 x における外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ の比較

表 3.9 任意の位置 x における外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ の比較

x/l_o	Twist angle $\psi_{sk}(x)$ [deg]	
	Theoretical results	Analytical results
0.0	0.00	0.00
0.05	0.08	0.00
0.10	0.24	0.14
0.15	0.52	0.42
0.20	0.87	0.77
0.25	1.26	1.14
0.30	1.63	1.52
0.35	2.08	1.98
0.40	2.54	2.46
0.45	2.94	2.87
0.50	3.42	3.34
0.55	3.89	3.82
0.60	4.30	4.22
0.65	4.76	4.67
0.70	5.21	5.11
0.75	5.63	5.53
0.80	5.96	5.86
0.85	6.31	6.20
0.90	6.59	6.46
0.95	6.76	6.60
1.0	6.83	6.65

3.5 設計方法の拡張とモデルの検討

外板部を含めた翼を取り扱えるよう、二重筒構造の設計方法を拡張した (図 3-22). 手順を以下に示す.

手順 1) 外板部のねじり剛性 $(GJ)_{sk}$ 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ の算出

形状が複雑なため、前項記載の通り、数値解析値にフィッティングをかけることで算出する.

手順 2) 各区間端部 ($x = l_0$) における目標ねじり角 $\psi_{sk}(l_0)$ の設定

手順 3) 反復計算により、それぞれの目標ねじり角 $\psi_{sk}(l_0)_n$ を満たす設計パラメータ ϕ をそれぞれ算出する.

手順 4) $0 < \sum 2\phi < 2\pi$ の場合、手順 5 へ進む. それ以外の場合、手順 2 へ戻り、他の事前に定めたパラメータを変更する. これは本提案が外筒の開断面部材の高さに係るパラメータ ϕ を変化させるものであり、外筒は閉断面になってはならないためである.

手順 5) 各一区画モデルを組立て、異なるねじり角分布を有するモーフィング翼構造の作成

この拡張された設計方法に基づき、一様ではないねじり角分布を有するツイスト型モーフィング翼構造を一例として設計した (図 3-23, 表 3.10). 解析条件, 目標値及びそれを達成する設計値を表 3.10 に記す.

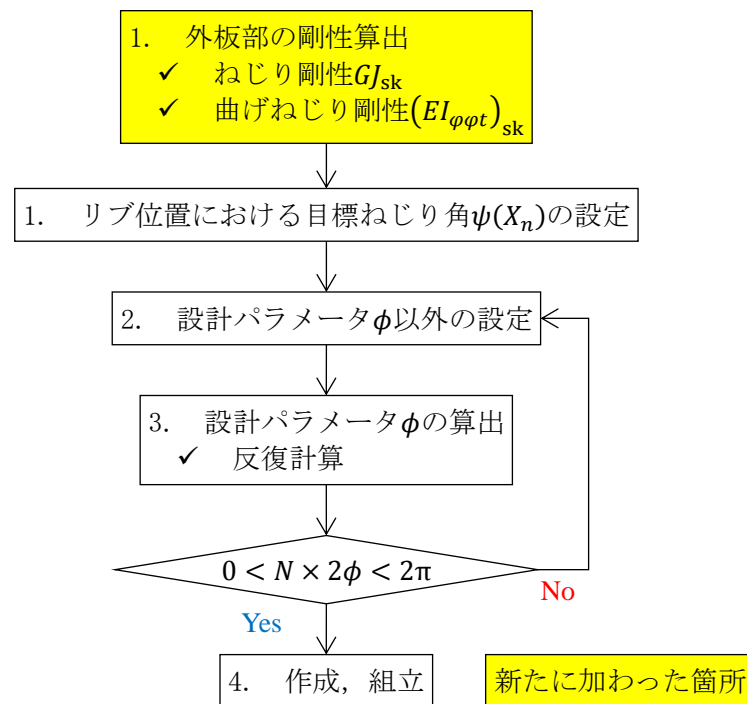


図 3-22 設計の流れ

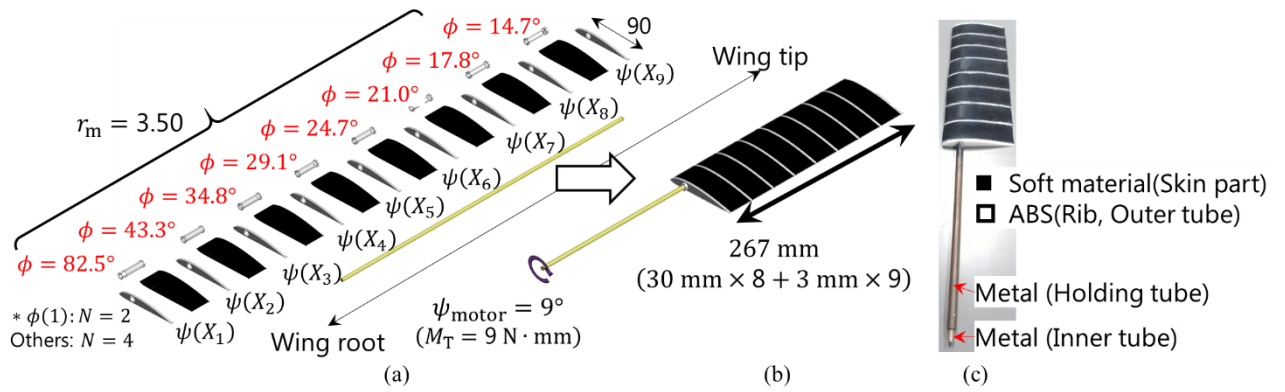


図 3-23 提案するツイスト型モーフィング翼概要(a) 構成部品, (b) 組立, (c) 供試体

表 3.10 モーフィング翼構造の寸法及び目標ねじり角 $\psi(X_n)$

Part		Parameter	Values											
Motor		Twisting angle: ψ_{motor}	9.0°											
Double cylindrical tube	Inner tube	Internal diameter: d_1	0.00 mm											
		External diameter: d_2	5.00 mm											
		Span-wise length: l_{inner}	267 mm ($\sum l_o + \sum l_c = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9$)											
	Outer tube	Closed section: Rib	Number: n	1	2	3	4	5	6	7	8	9		
			Airfoil	Clark Y										
			Chord length: c	90 mm										
			Span-wise length: l_c	3.0 mm										
		Target twist angle: $\psi(X_n)$	0.00°	0.25°	0.75°	1.50°	2.50°	3.75°	5.25°	7.00°	9.00°			
		Open section	The number of beam: N	2	4									
			Span-wise length: l_o	30.0 mm										
			Width: t	1.00 mm										
	Radius: r_m		3.50 mm											
	Internal diameter: d_1	6.00 mm												
	External diameter: d_2	8.00 mm												
	Design parameter: ϕ	82.5°	43.3°	34.8°	29.1°	24.7°	21.0°	17.8°	14.7°					
Skin part	Airfoil	Clark Y												
	Torsional rigidity: GJ_{sk}	$1.22 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$												
	Bending torsional rigidity: $(EI_{\phi\phi t})_{\text{sk}}$	$2.99 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$												
	Chord length: c	90 mm												
	Span-wise length: l_o	30.0 mm												
	Diameter of hole: d_2	8.50 mm												

3.6 設計方法の有効性評価

設計方法の有効性を評価するため、風洞試験を通じて構造面と空力面から設計方法の有効性を評価した。まず構造面では、揚力及び抗力発生時におけるモーフィングの実現可能性を評価するため、風洞試験を行った。次に空力面では、空力性能に関するモーフィング翼構造の有効性を検証するため、風洞試験を通じて空力データを取得した。

3.2 節と異なる点は、モーフィングするためのステッピングモーターが加わっている点である。これにより、内筒は根本でステッピングモーターと接続され、他端は外筒と翼端で接続されている(図 3-24, 図 3-25)。さらに、内筒よりも一回り径の大きい中空筒を用いて、供試体を装置と固定した。この筒は内筒を覆い、根本側で治具と接続され、他端で翼根側リブと接続されている。その他は基本的に 3.2 節同様である。また、閉塞率について、最大となるのは迎角 20° において 9° ねじった場合であるが(図 3-26)、投影面積は 9971.44 mm^2 であり、閉塞率の式(49)より、閉塞率は約3.3%であり、3.2 節同様に、十分に閉塞率は小さいため、本試験では、閉塞率に起因する誤差は十分に小さい。

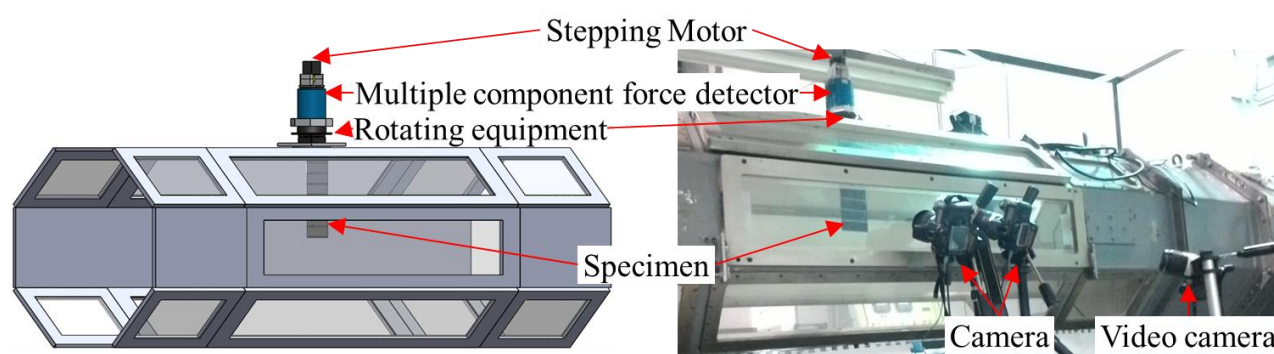


図 3-24 試験装置概要

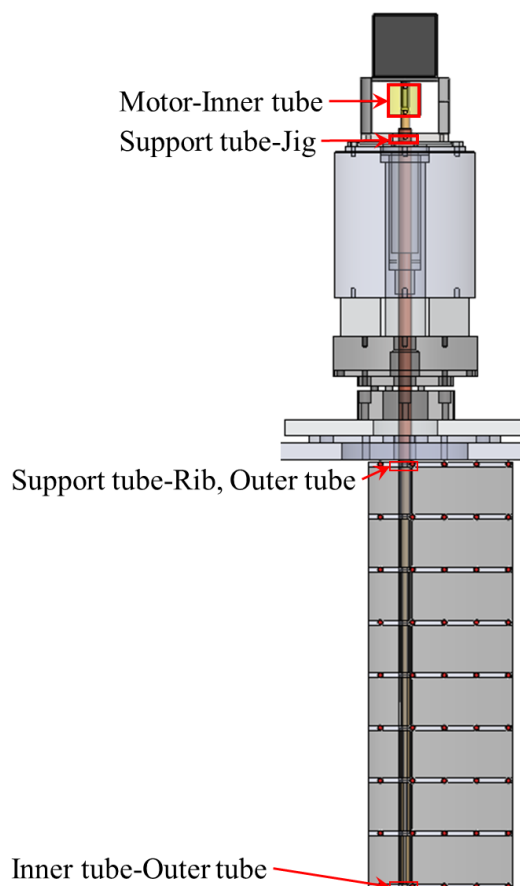


図 3-25 供試体固定箇所

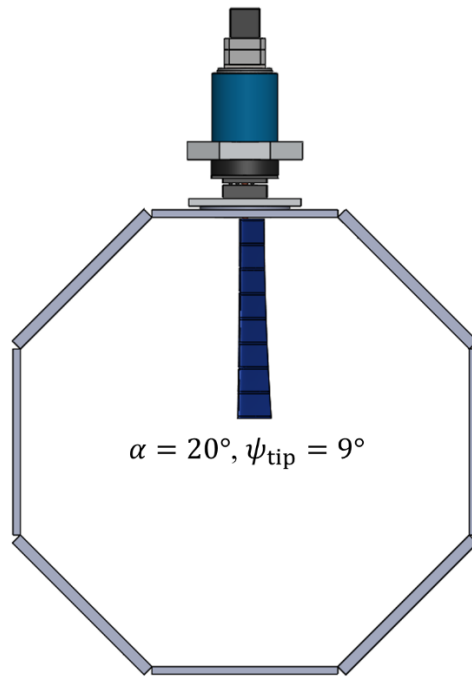


図 3-26 最大閉塞時（迎角 $\alpha = 20^\circ$ ，先端ねじり角 $\psi_{\text{tip}} = 9^\circ$ ）

3.6.1 構造面におけるモーフィングの実現可能性

設計方法の有効性を評価するため，数値解析及び2段階の構造試験を行った．まず，翼に揚力に相当する力が入ったときのツイストが可能であるかを，数値解析により評価した．次に，2.5.2 項と同様に，ステッピングモーターによりねじり角 ψ_{motor} のみを与えた試験，その後，これに加えて揚力及び抗力発生時における試験を行った．モーフィング翼構造は，飛行中における変形を前提としているため，2章の二重筒構造と異なり，揚力及び抗力発生下でのモーフィングが必要不可欠である．そのため，揚力及び抗力発生時におけるモーフィングの実現可能性を評価するため，風洞試験を行った（図 3-24）．

3.6.1.1 数値解析

3.6.1.1.1 数値解析条件

翼に生じる揚力 L 及び抗力 D は，文献値の揚力係数 C_L 及び抗力係数 C_D を参考にして算出した．迎角 $\alpha = 0^\circ$ のとき，揚力係数 $C_L \cong 0.5$ ，抗力係数 $C_D \cong 0.025$ であり，翼面積 $S \cong 0.02403 \text{ m}^2 (0.09 \text{ m} \times 0.267 \text{ m})$ ，空気密度 $\rho_{\text{air}} \cong 1.2 \text{ kg/m}^3$ ，風速 $U = 12 \text{ m/s}$ とすると，揚力 $L \cong 1 \text{ N}$ ，抗力 $D \cong 0.05 \text{ N}$ となる．一般に迎角 $\alpha = 0^\circ$ 時のモーフィング前の揚力分布は図 3-27 のようになる．揚力は翼根から翼端にかけて分布荷重として生じている．この揚力 L により生じた曲げモーメントの反モーメントが翼根側に生じるため，翼のねじりは，反モーメントが生じていない場合に比べ難しくなると考えられる．そこで，揚力が翼端に集中荷重として作用した曲げモーメント及び反モーメントが最大となる場合のねじりについて，数値解析による検討を行う（図 3-28）．なお，前述の通り，抗力は揚力に比べて十分に小さいため，ここでは揚力のみ生じているとみなし，数値解析を行う．

3.6.1.1.2 数値解析結果及び考察

ねじり角に関する数値解析結果と理論値の比較を図 3-29，表 3.11 に示す．図 3-29，表 3.11 より，数値解析結果は理論値より全体的に小さな値を取っているが，翼端集中荷重時においても，ツイスト可能であることを確認した．本解析は，翼端集中荷重による接触解析となり，大変形解析が収束しなかったため，微小変形解析を行った．また，翼根側の反モーメントを読み取ると， $32 \text{ N} \cdot \text{mm}$ であり，設計時に想定していた $9 \text{ N} \cdot \text{mm}$ よりも大きくなっており，ツイストしにくくなっていることを確認した．なお，本試験で用いたモーター（Orientalmotor 製 PK544NAW）のトルク特性⁴⁴によると，使用した回転速度領域の静止トルクは $150 \text{ N} \cdot \text{mm}$ 以上であるため，十分なマージンがある．さらに前述の通り，分布荷重時では，翼端に集中荷重を負荷した場合に比べ，反モーメントは小さくなるため，ねじり易くなると考えられる．これらの結果から，揚力発生時でもモーフィング可能であると考えられる．

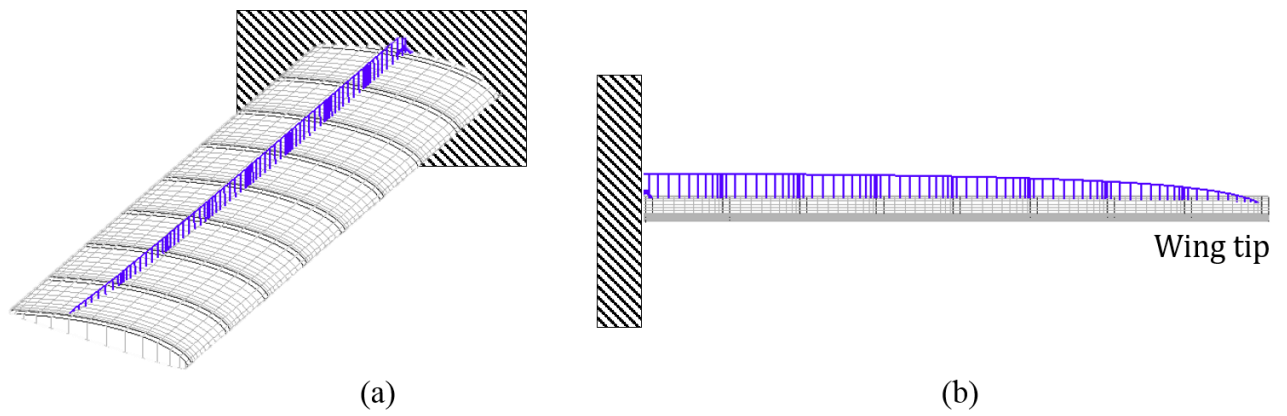


図 3-27 揚力分布の一例：分布荷重 (a) 全体図 (b) 後縁視点

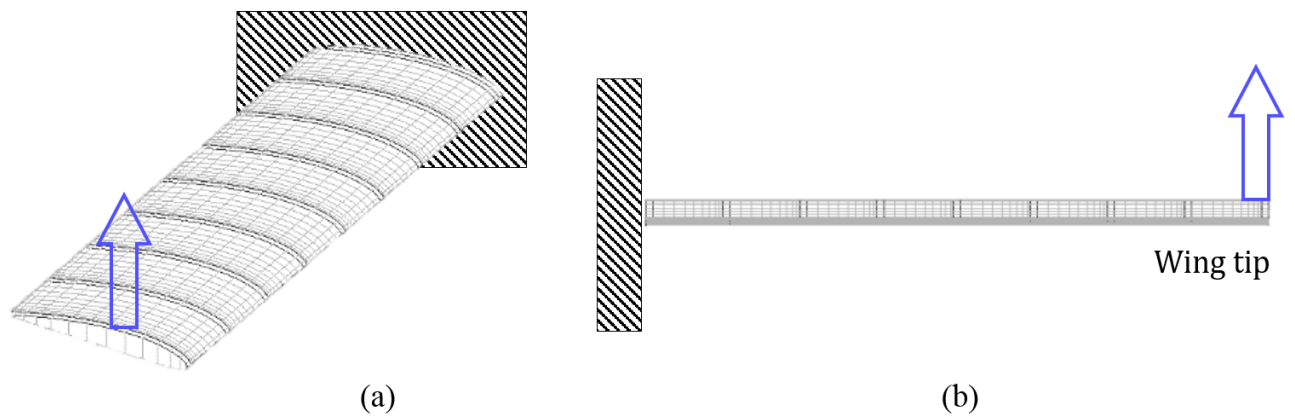


図 3-28 揚力模擬荷重：翼端集中荷重時 (a) 全体図 (b) 後縁視点

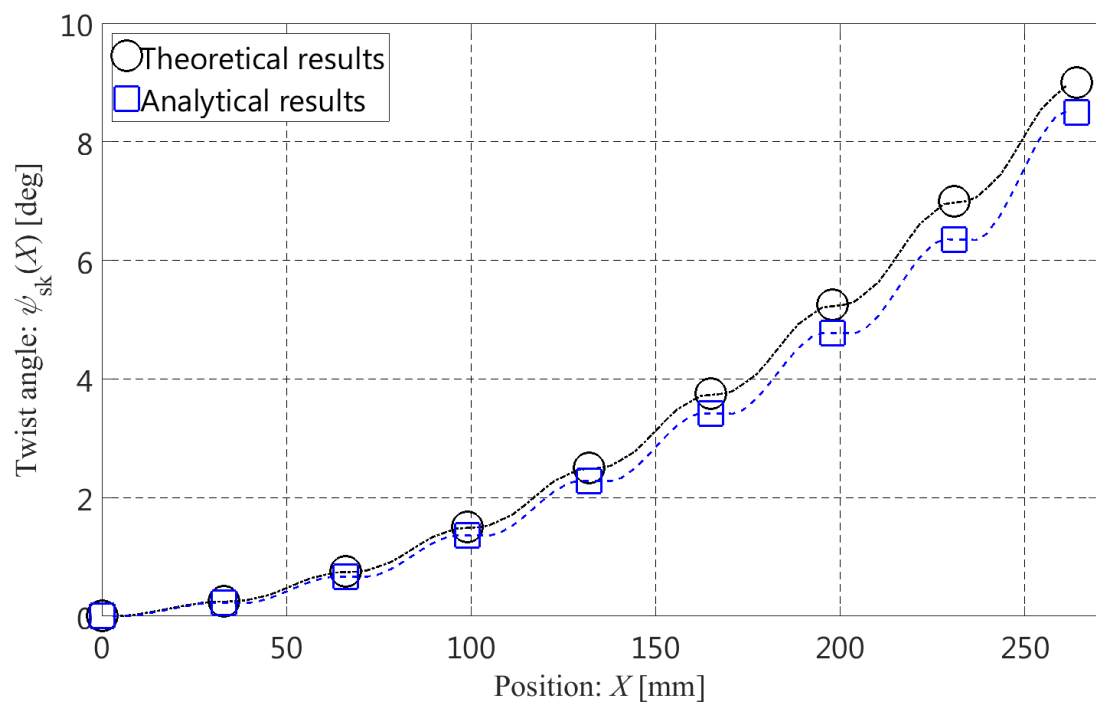


図 3-29 揚力発生時の外板部のねじり角 $\psi_{sk}(X)$

表 3.11 揚力発生時のリブ位置における外板部のねじり角 $\psi_{sk}(X_n)$

Rib number: n	Twist angle: $\psi_{sk}(X_n)$	
	Theoretical results	Analytical results
1	0.00°	0.00°
2	0.25°	0.22°
3	0.75°	0.67°
4	1.50°	1.36°
5	2.50°	2.28°
6	3.75°	3.42°
7	5.25°	4.77°
8	7.00°	6.35°
9	9.00°	8.50°

3.6.1.2 ねじり試験

3.6.1.2.1 概 要

第2章の構造試験ではフォトグラメトリ計測装置 (AICON/DPA System⁴⁰) を用いていたが、計測装置の大きさの制約等から、風洞内に入れられない。また、AICON/DPA System での計測には専用マーカの貼付が必要不可欠だが、マーカを貼ることで供試体の表面に段差が生じ、流れを乱す恐れがあるため、マーカは各リブ下面にそれぞれ5点塗り (図 3-30)、3次元動画計測ソフトウェア (Move-tr/3D⁶⁷) で計測した。測定原理は、ステレオ視であり、複数のカメラで測定した画像から3次元空間を再現し、各リブに設置したマーカ位置の変位を計測した (図 3-31)。ここで、基本座標作成に用いるキャリブレーションは供試体との距離が近い方が座標空間の精度が良いため、供試体の迎角 α を変え ($\alpha \cong 90^\circ$)、更に台を用いてキャリブレーションを供試体に近づけた (図 3-32)。本試験では2台のカメラを測定用を使用するとともに、観測用にビデオカメラ1台を使用した。3次元動画計測ソフトウェア (Move-tr/3D) による計測のフローチャートを図 3-33 に示す。なお、モーフィング試験は表 3.12 の条件で行った。また、ねじり角 ψ の符号は頭上げ方向を正と定義した (図 3-34)。

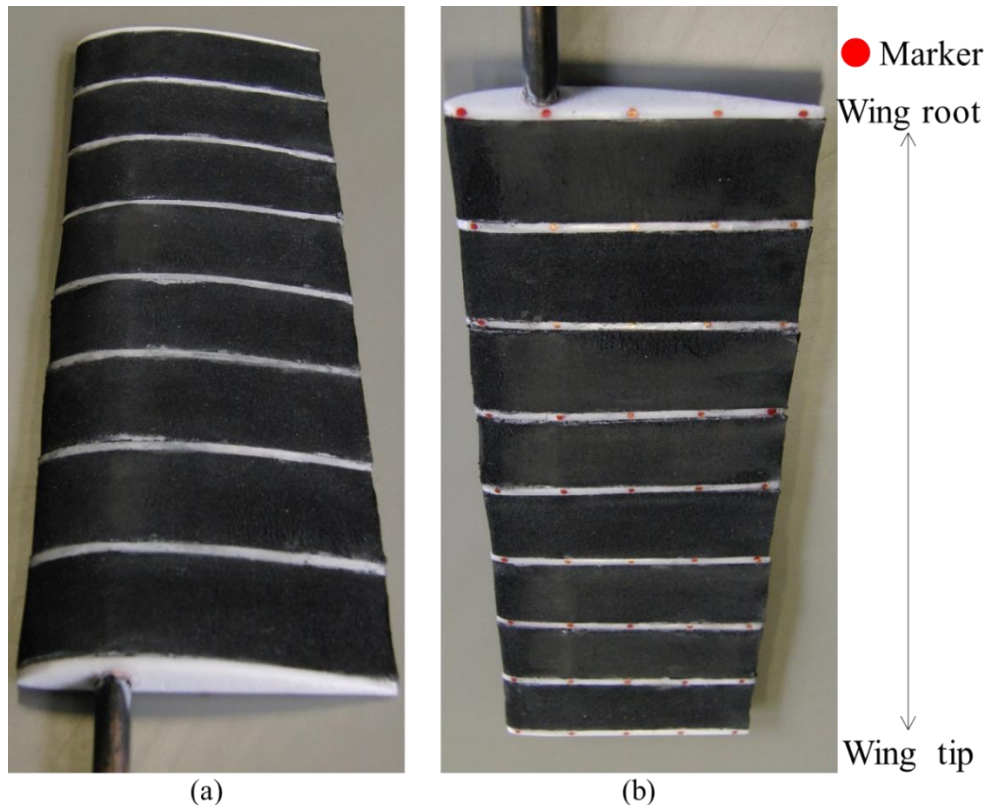
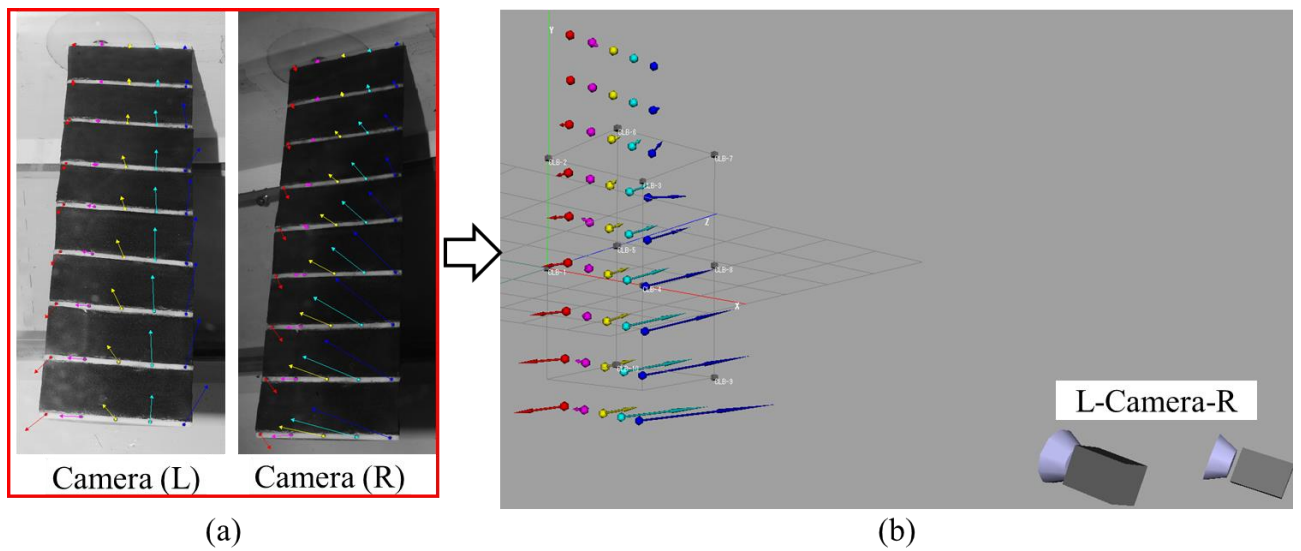


図 3-30 供試体(a) 上面 (b) 下 (マーカ) 面



(a) (b)
図 3-31 データ処理過程(a) 左右カメラ画像（マーカー位置追随后） (b) ソフト画像

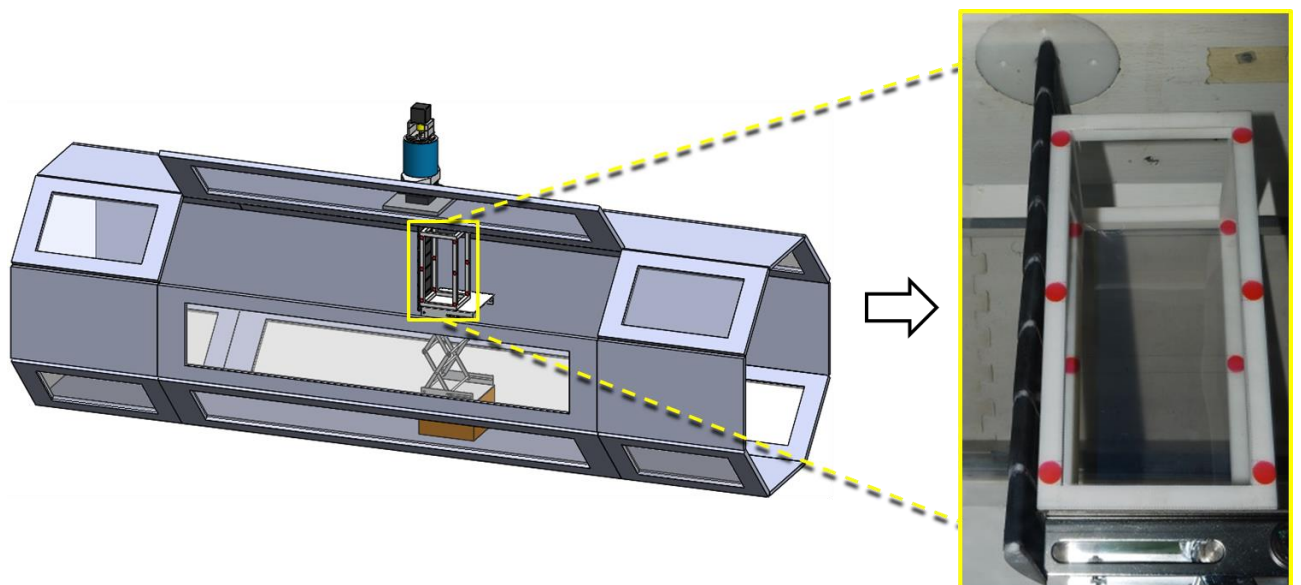


図 3-32 基本座標作成の様子

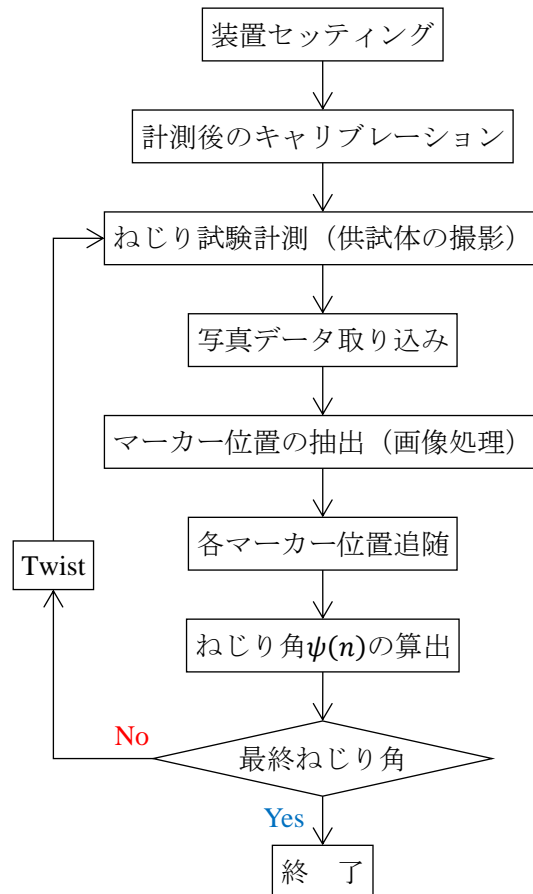


図 3-33 3次元動画計測ソフトウェア (Move-tr/3D) による計測のフローチャート

表 3.12 ねじり試験の実施条件

Serial number of experiment	1	2	3
Twist angle: ψ_{motor}	$-9^\circ, 9^\circ$		
Angle of attack: α	0°		20°
Reynolds number: Re (wind speed: U)	$Re \cong 0$ ($U \cong 0 \text{ m/s}$)		$Re \cong 7.0 \times 10^4$ ($U \cong 12 \text{ m/s}$)

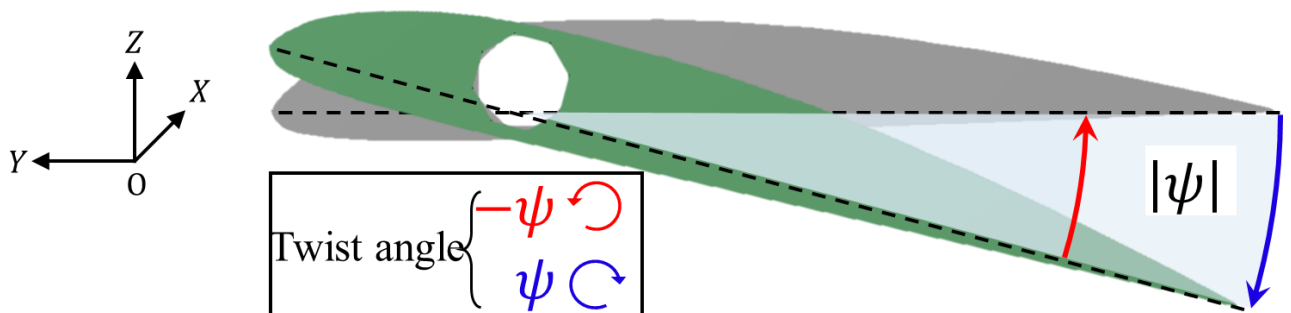


図 3-34 ねじり角 ψ の符号の定義

3.6.1.2.2 結果及び考察

ねじり試験におけるモーフィング翼のねじり角分布の理論値と試験結果の比較を図 3-35 及び表 3.13 に示す。また、計測中の供試体の様子を図 3-36, 図 3-37 に示す。図 3-36, 図 3-37 より、目視でもねじられていることが確認できる。実際に、表 3.13 より理論値と試験結果は、ねじる方向や初期迎角または揚力発生の有無に関係なく、全体的によく一致していることが確認できる。このことから、揚力発生時における構造面のモーフィングの実現可能性を確認することができ、筆者らが提案している設計方法が有効であるといえる。一方で翼端 ($n = 9$) のねじり角を見ると、初期迎角 0° の際に頭下げをするようにねじった際、理論値との誤差が 18.1%と最大となった。

ここで、供試体の形状・寸法、材料特性が設計通りであると仮定した際の外筒の剛性に対する割合を図 3-38 に示す。なお、この割合は、3.3 節式(62)の分母における、外筒に関する第 1 項と、外板部に関する第 2 項の比より算出した。図 3-38 より、翼根側から翼端側にいくにつれて、全体 (外筒+外板部) における外筒の剛性の割合が低下し、外板部の剛性の影響が大きくなっていることが確認でき、外筒のみならず、外板部の形状精度が目標ねじり角分布に大きく影響することが分かる。例えば、翼根側では外筒の剛性が約 95.4%であるのに対し、翼端側では約 29.6%しかない。さらに、本提案のねじり角分布は各区間の剛性比によって決まるため、外筒と外板部は全区間において設計通りの剛性比であることが要求される。試験ではステッピングモーターによる強制的な変位としてねじり角 ψ_{motor} が与えられており、内筒が十分に剛であることを考慮すると、翼端のねじり角 ψ_{tip} は所望の角度となるが、ねじり角分布は実際の供試体に依存する。

外板部は柔らかいゴムスポンジを適用しており、容易に変形するため、設計形状及び寸法通り加工することが難しく、実際には形状や大きさが若干異なっており (図 3-18), 3.3.2 項で算出した通り、外板部の形状誤差は本モーフィング翼構造のねじり角に影響していると考えられる。また、一般的にゴムスポンジを含む超弾性材料はヤング率 E やせん断弾性率 G の測定が困難であり、今回もカタログ値⁴⁸ を使用しており弾性率は実測できていない。よってこの形状誤差と物性値の誤差が外板部の剛性に影響しており、リブ位置におけるねじり角 $\psi_{\text{sk}}(X_n)$ の誤差の要因であると考えられる。その対策として、形状精度の向上と、材料特性の実測の他に、外筒側の剛性の影響が大きくなるような材料の選定が挙げられる。これにより、外板部の剛性の及ぼす影響力は小さくなるため、形状誤差に起因する目標ねじり角分布との誤差はさらに小さくなると考えられる。

また、翼端 ($n = 9$) の負のねじり角の結果から、試験結果は理論値よりもねじれていないことが確認できる。これは、計測システムの問題であると考えられる。本計測システムはマーカーの位置がカメラから遠ざかると、感度が悪くなる傾向があり、迎角 $\alpha = 0^\circ$ の際に負のねじり角をとると、後縁を含む多くのマーカーがカメラから遠ざかっており、最も感度が悪い。

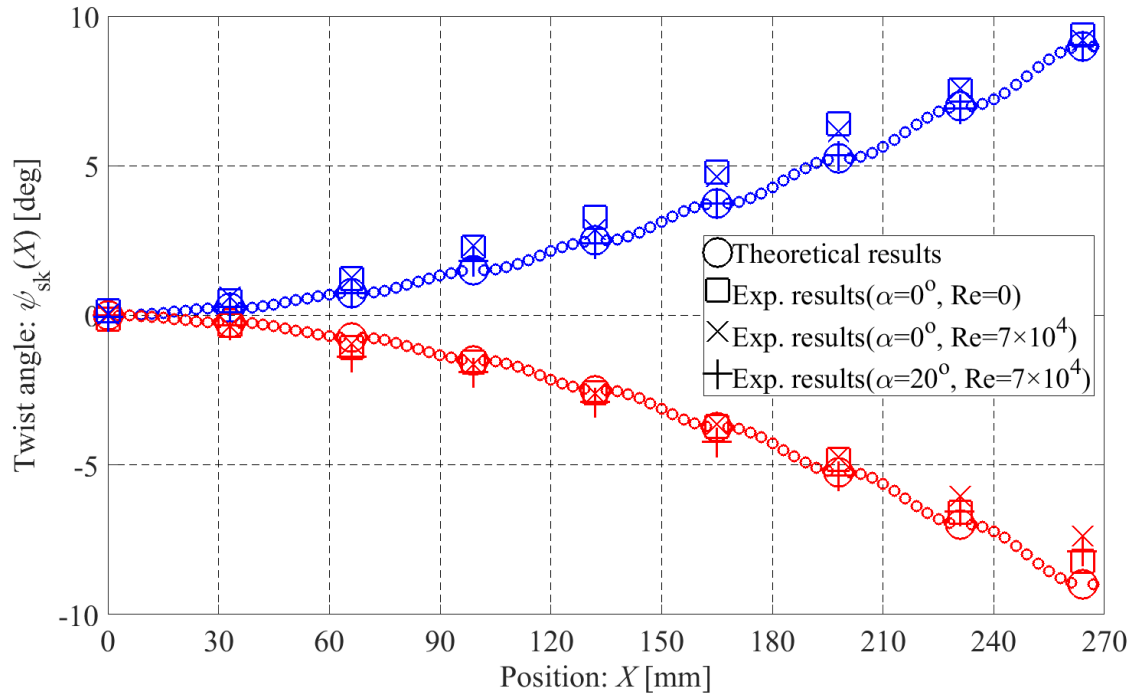


図 3-35 各リブ位置におけるねじり角 $\psi_{sk}(X)$ の比較

表 3.13 各リブ位置におけるねじり角 $\psi_{sk}(X)$ の比較

Rib number: n	$\psi_{sk}(X_n)$ deg							
	Target	Experimental value			Target	Experimental value		
		1	2	3		1	2	3
		$\alpha = 0^\circ$		$\alpha = 20^\circ$		$\alpha = 0^\circ$		$\alpha = 20^\circ$
		$Re = 0$	$Re = 7 \times 10^4$			$Re = 0$	$Re = 7 \times 10^4$	
1	0.00°	0.14°	0.04°	-0.05°	-0.00°	-0.13°	0.00°	0.00°
2	0.25°	0.50°	0.61°	0.27°	-0.25°	-0.34°	-0.36°	-0.33°
3	0.75°	1.22°	1.26°	0.74°	-0.75°	-1.06°	-0.94°	-1.38°
4	1.50°	2.27°	2.34°	1.81°	-1.50°	-1.56°	-1.64°	-1.64°
5	2.50°	3.28°	2.87°	2.42°	-2.50°	-2.60°	-2.60°	-2.90°
6	3.75°	4.80°	4.63°	3.75°	-3.75°	-3.71°	-3.65°	-4.22°
7	5.25°	6.40°	6.14°	5.35°	-5.25°	-4.82°	-5.25°	-5.35°
8	7.00°	7.53°	7.57°	6.91°	-7.00°	-6.59°	-6.04°	-6.56°
9	9.00°	9.37°	9.12°	9.05°	-9.00°	-8.22°	-7.37°	-7.89°



(a)



(b)



(c)

図 3-36 迎角 $\alpha = 0^\circ$ 時における供試体 (a) $\psi_{\text{motor}} = -9^\circ$ (b) $\psi_{\text{motor}} = 0^\circ$ (c) $\psi_{\text{motor}} = 9^\circ$



(a)



(b)



(c)

図 3-37 迎角 $\alpha = 20^\circ$ 時における供試体 (a) $\psi_{\text{motor}} = -9^\circ$ (b) $\psi_{\text{motor}} = 0^\circ$ (c) $\psi_{\text{motor}} = 9^\circ$

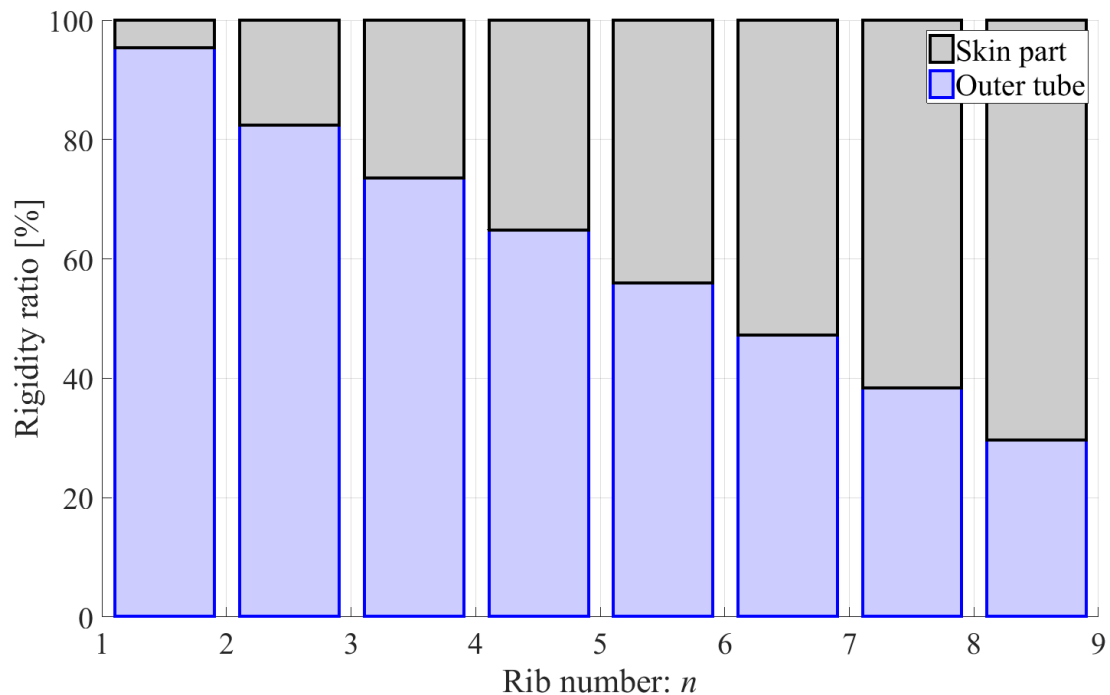


図 3-38 各区画における外筒の剛性の割合[%]

3.6.2 空力性能に関するモーフィング構造の有効性

3.6.2.1 概 要

空力性能に関するモーフィング翼構造の有効性を評価するため、ねじり角及び迎角を変えて4種類の状況下における風洞試験を行った（表 3.14）。風洞は前述の吸込式整流風洞を用いた。試験結果の比較には、本研究と同翼型の空力性能の文献結果⁶³及び、翼型解析ソフト XFLR5⁶⁸による数値解析結果を用いた。翼型解析ソフト XFLR5 では、モーフィング前後の形状モデルを作成し（図 3-39）、パネル法を用いて3次元翼型解析を行い、その数値解析結果を比較した（図 3-40～図 3-49）。ここで、流れの圧縮性は十分無視できるものとした。なお、XFLR5 で作成したモデルは供試体と異なり、フルスパンとなっているほか、モーフィング後の形状について、リブ間はロフトでつながっている。

表 3.14 空力データ取得条件

Serial number of experiment	1	2	3	4
Material of skin part	ABS	Rubber sponge		
Twist angle: ψ_{motor}	0°		9°	-9°
Angle of attack: α	$-10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$		$-15^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$	$-5^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$
Reynolds number: Re (wind speed: U)	$Re \cong 7.0 \times 10^4$ ($U \cong 12 \text{ m/s}$)			

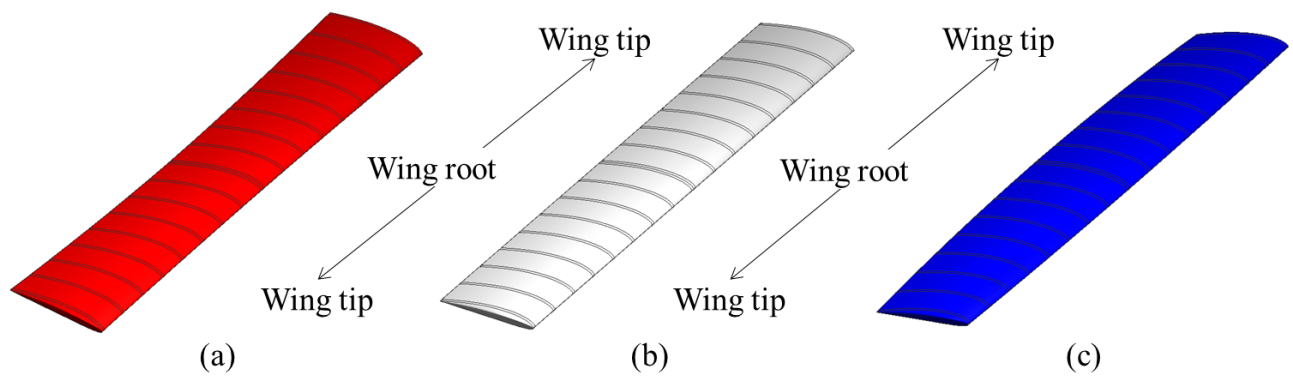


図 3-39 数値解析ソフト XFLR5 のモデル
(a) 翼端負($\psi_{\text{motor}} = -9^\circ$), (b) モーフィング前 (c) 翼端正($\psi_{\text{motor}} = 9^\circ$)

3.6.2.2 結果及び考察

(1) 揚力係数 C_L

揚力係数 C_L と迎角 $\Delta\alpha$ の関係を図 3-40, 図 3-41 に示す. まず, 図 3-40 より, モーフィング前($\psi_{\text{motor}} = 0^\circ$)の試験結果は文献値と全体的によく一致しており, 揚力係数 C_L について, 作成モデルは 3.2 節で確認した通り空気の漏れがなく, 元の翼型 Clark Y の空力性能を著しく悪化させていないことが確認できる.

次に, モーフィングにより, 同迎角時には揚力係数 C_L を変更可能であることを確認した. また, 揚力傾斜($C_L/\Delta\alpha$)及び最大揚力係数($C_{L_{\text{max}}}$)はモーフィングに関係なく, ほぼ一定である一方で, モーフィングにより失速域が変化することが確認できる. これにより, 失速しない迎角範囲を拡張することができ, 突風等により風向きが変わっても, モーフィングにより揚力を維持することができる.

次に図 3-41 より, 数値解析結果は, モーフィングに関係なく, 全体的に揚力傾斜が試験結果に比べてやや大きいものの, 全体的に試験結果と一致していることが確認できる. 以上より, 試験結果は有効であり, モーフィングにより空力性能が変化することが確認できた.

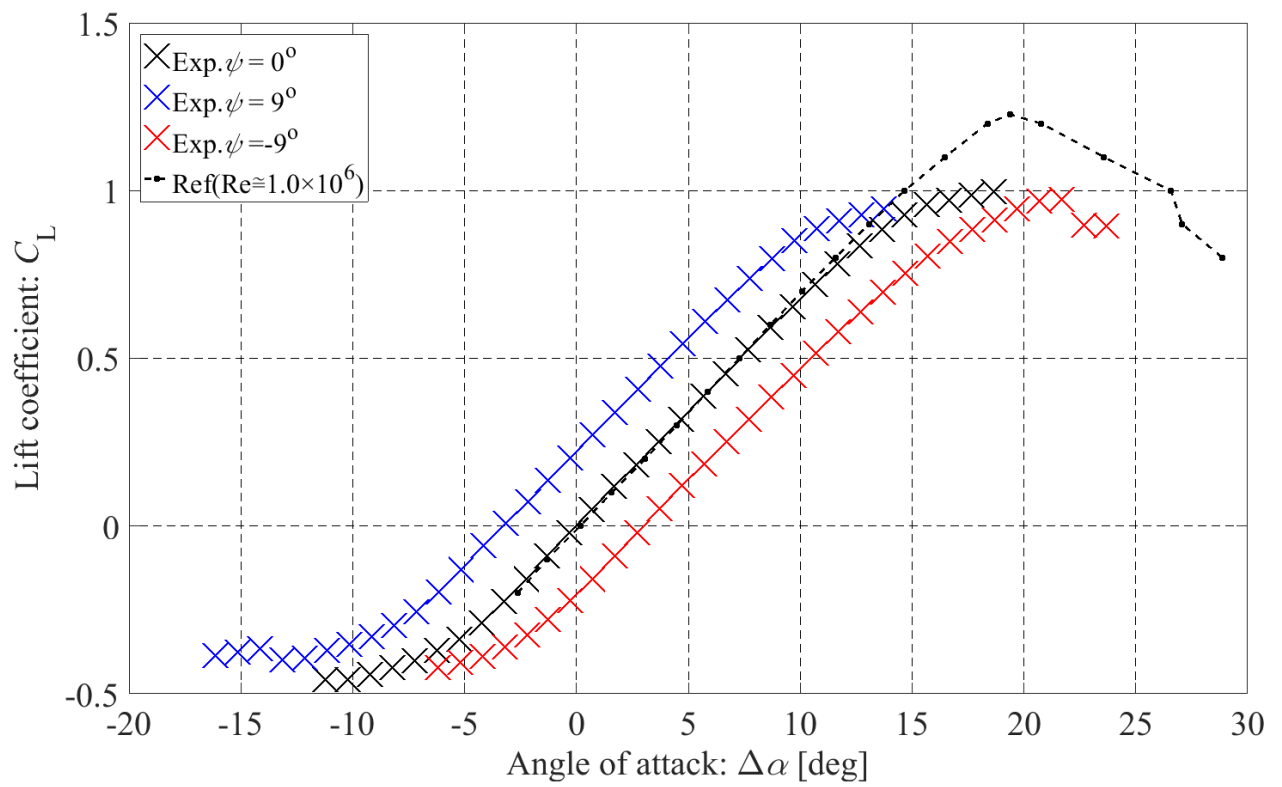


図 3-40 揚力係数 C_L の比較

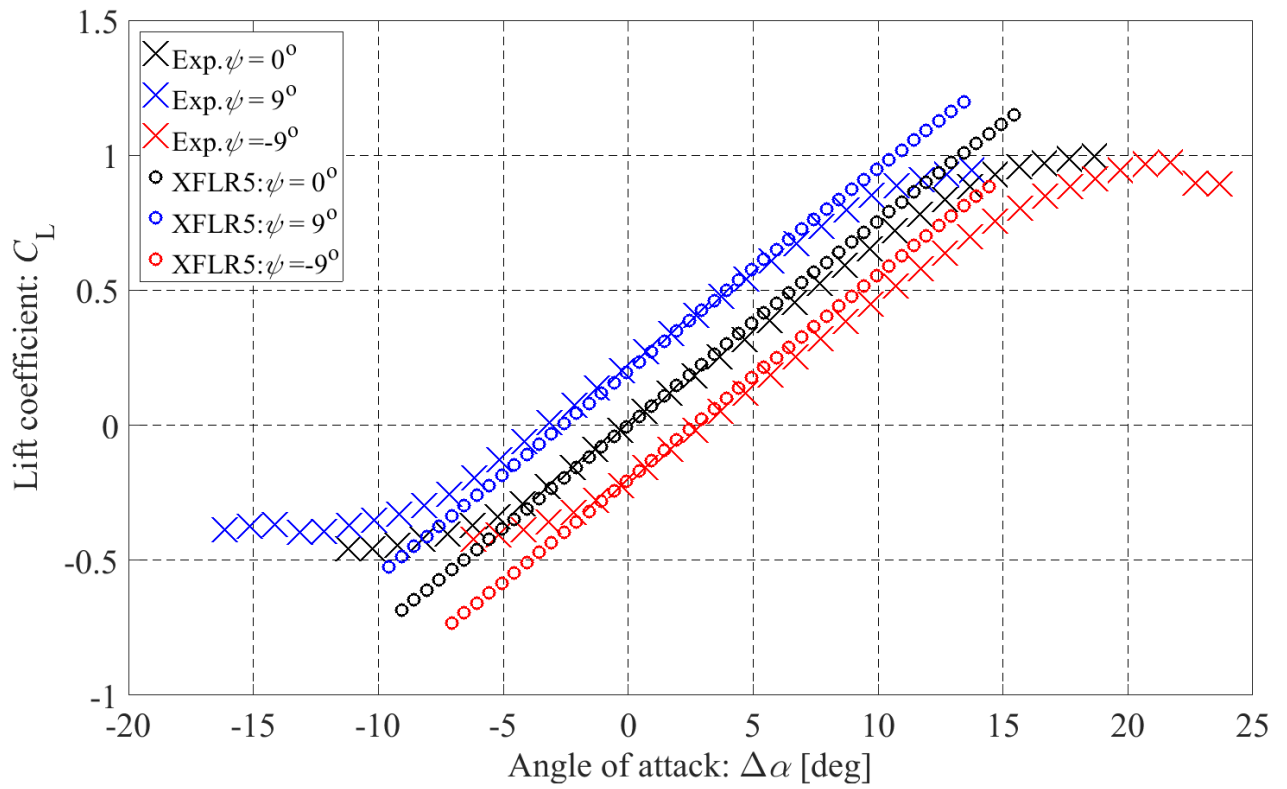


図 3-41 揚力係数 C_L の数値解析結果との比較

(2) 抗力係数 C_D

抗力の分類には諸説あるが、抗力は大きく分けて誘導抗力と有害抗力に分類することができる。有害抗力はさらに、圧力抗力、摩擦抗力及び干渉抗力に分類することができる（図 3-42）⁶⁹。抗力係数 C_D と迎角 $\Delta\alpha$ の関係を図 3-43、図 3-44 に示す。まず、文献値との比較（図 3-43）より、モーフィング前の試験結果は文献値と全体的に定性的には類似傾向にある。ここで、本試験よりも高レイノルズ数における試験結果の文献値は、全体的に小さな値をとっていることが確認できるが、これは高レイノルズ数の場合の方が粘性の影響が小さいためである^{70,71}。また、迎角の増加とともに抗力係数が増加しているのは、誘導抗力が大きくなるためであると考えられる。

次に、数値解析結果 XFLR5 との比較（図 3-44）より、揚力係数 $C_L=0$ となる迎角 $\Delta\alpha$ において、試験結果と概ね一致していることが確認できる。これは、文献値と異なり、レイノルズ数 Re を試験状態と同じく 7.0×10^4 となったためであると考えられる。また、迎角が大きくなると試験結果との差が大きくなっているが、これは数値解析ソフト XFLR5 の抵抗の計算方法によるものであると考えられる。また、供試体の表面粗さや、形状誤差も影響していると考えられる。特に外板部の形状・寸法誤差は既に述べた通りであり、特に抗力に影響を及ぼす鋭利な後縁の加工はとりわけ困難なため、誤差の要因となったと考えられる。

一方で、モーフィングの前後における変化やその傾向は数値解析結果と類似傾向にあり、モーフィング効果を評価する上では、有効な供試体であると考えられる。試験及び、数値解析結果より、モーフィングすることにより、揚力係数 C_L 同様、同迎角時には抗力係数 C_D を変更可能であることを確認した。

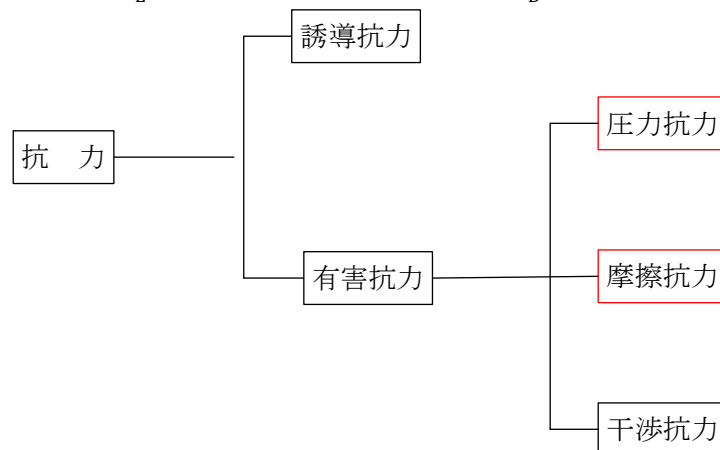


図 3-42 抗力の分類

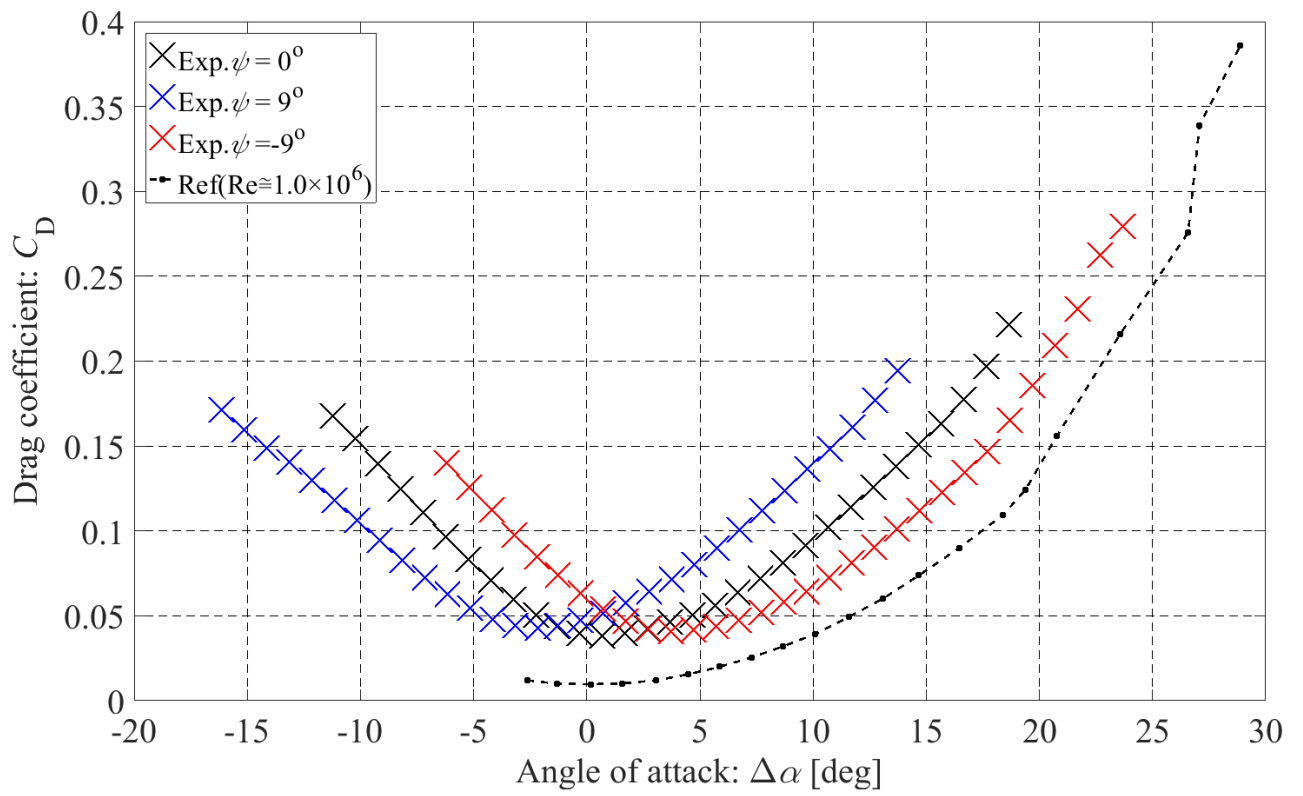


図 3-43 抗力係数 C_D の比較

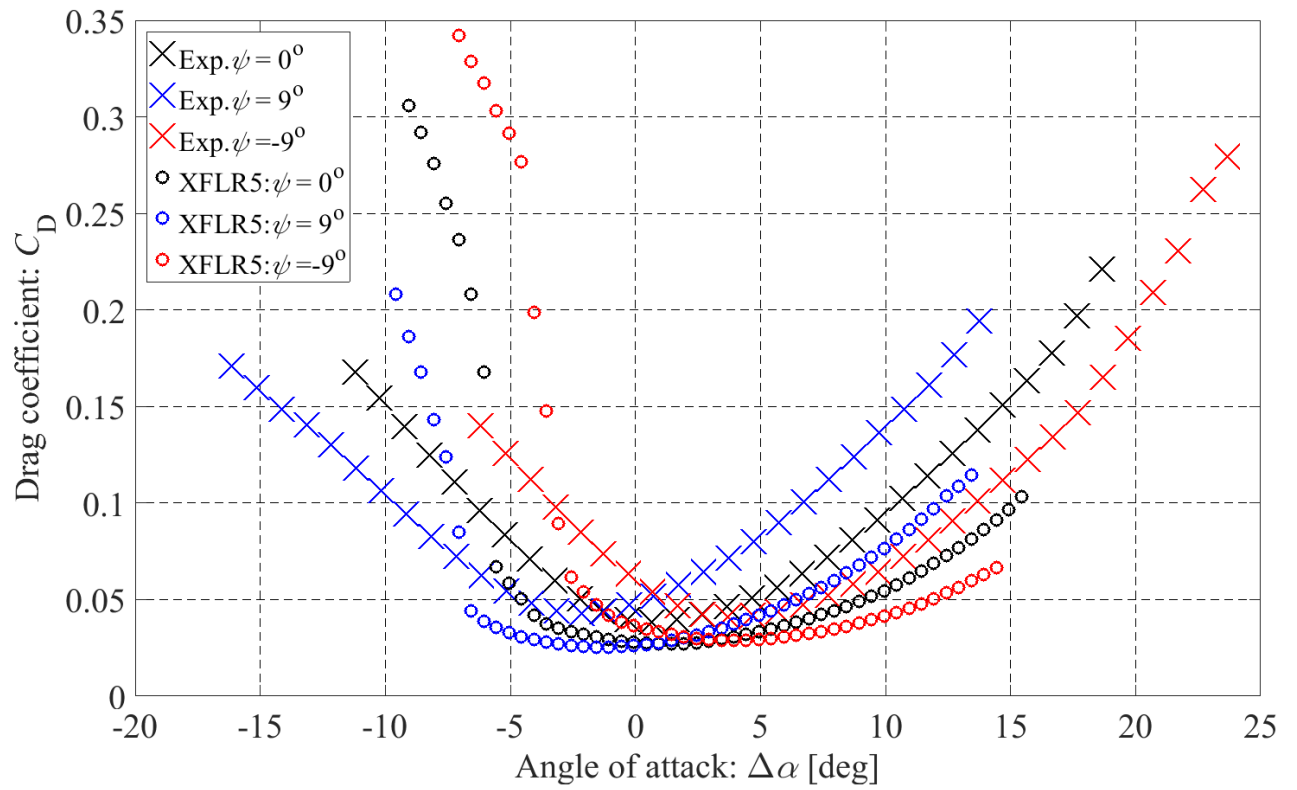


図 3-44 抗力係数 C_D の数値解析結果との比較

(3) ピッチングモーメント係数 $C_{M_{c/4}}$

キャンバーライン上の前縁から 25%翼弦長位置まわりのピッチングモーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ と迎角 $\Delta\alpha$ の関係を図 3-45 に示す。図 3-45 より、モーフィング前の試験結果は文献値と全体的に一致しており、ピッチングモーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ について、作成モデルは妥当であることが確認できる。また、迎角($\Delta\alpha$)が小さい領域において、ピッチングモーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ は比較的变化しないことが確認できる。よって、この範囲ではピッチングモーメント $M_{c/4}$ の影響が小さく、モーフィングをした際にピッチ方向への回転力があまり変化しないことが分かった。これにより、この領域では機体全体の迎角をほとんど変えずに、翼のツイストのみで揚力・抗力を変更可能である。

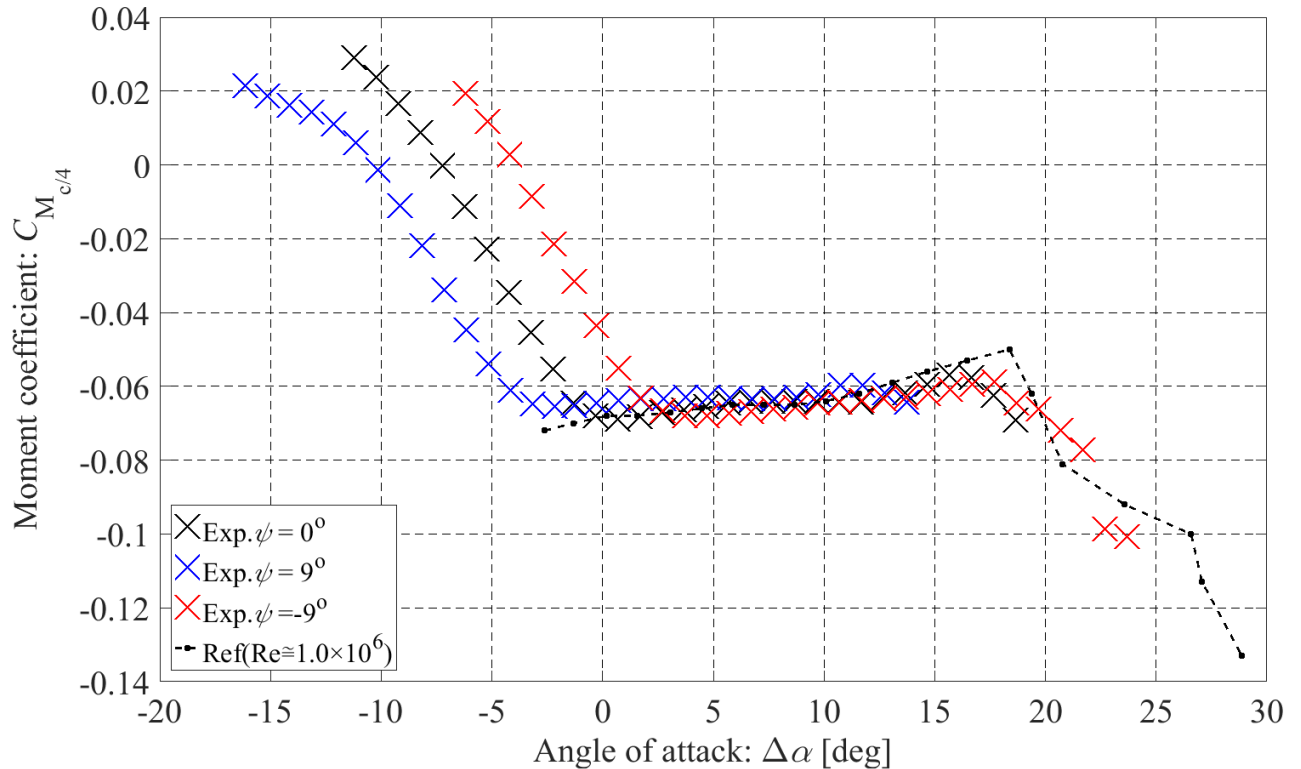


図 3-45 ピッチングモーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ の比較

(4) 揚抗比曲線及び極曲線

揚抗比曲線を図 3-46, 図 3-47, 極曲線 (ポラーカーブ) を図 3-48, 図 3-49 に示す。図 3-46 より、本試験よりも高レイノルズ数における試験結果の文献値は、値が大きく異なっているが、これは抗力係数 C_D の項で記載した通り高レイノルズ数の場合の方が粘性の影響が小さくなることに起因すると考えられる⁷⁰。また、モーフィングの有無にかかわらず、最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ はあまり変化しないことが確認される一方で、最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ をとる迎角範囲をモーフィングにより拡張できることが確認できる。これにより、特に巡航飛行時において各迎角時に翼をねじることで、最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ を維持することができ、飛行性能の向上に寄与できると考えられる。

次に図 3-47 より、最大揚抗比は数値解析においてもあまり変化しないことが確認できた。また、最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ はモーフィングに関係なく、数値解析結果の方が試験結果に比べて大きくなることが確認できる。これは、迎角が大きくなるにつれ、数値解析結果の方が試験結果に比べて、抗力係数 C_D が小さくなっている一方で、揚力係数 C_L は同程度の値をとっているためである。

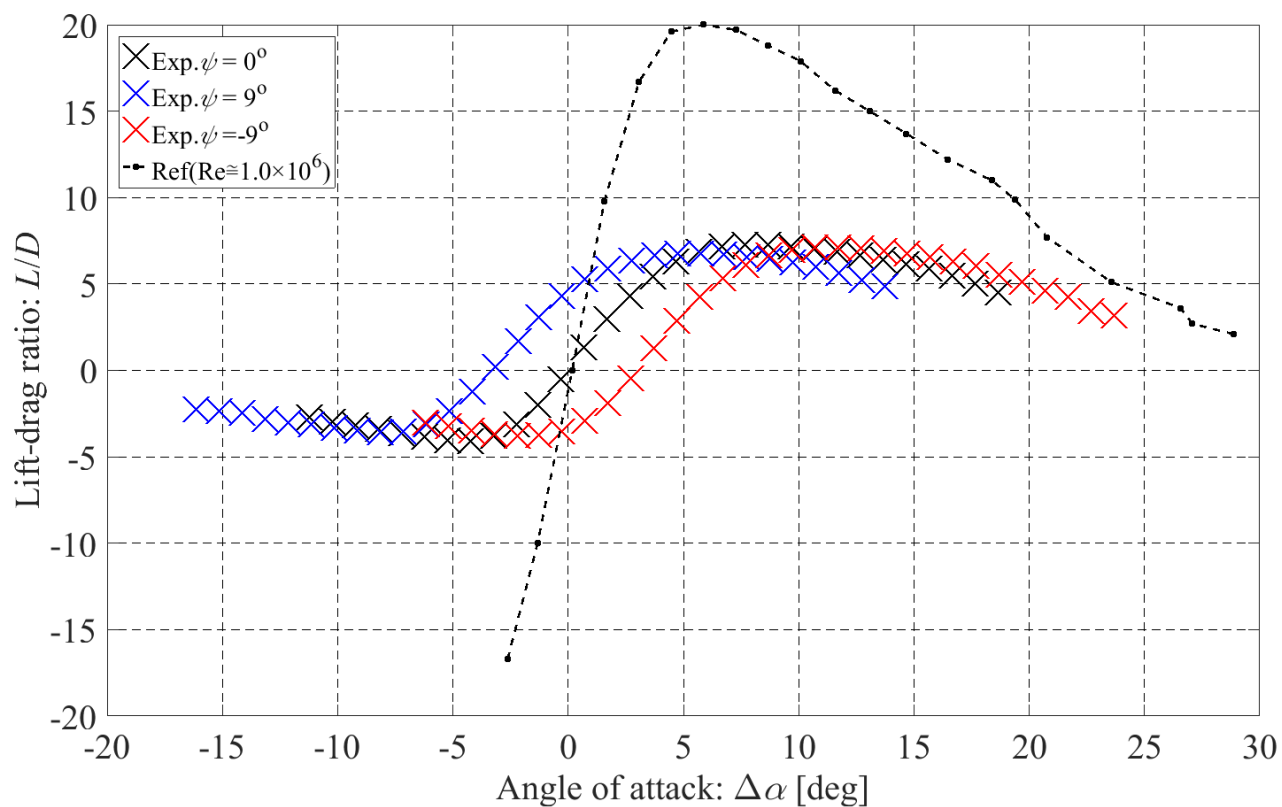


図 3-46 揚抗比曲線

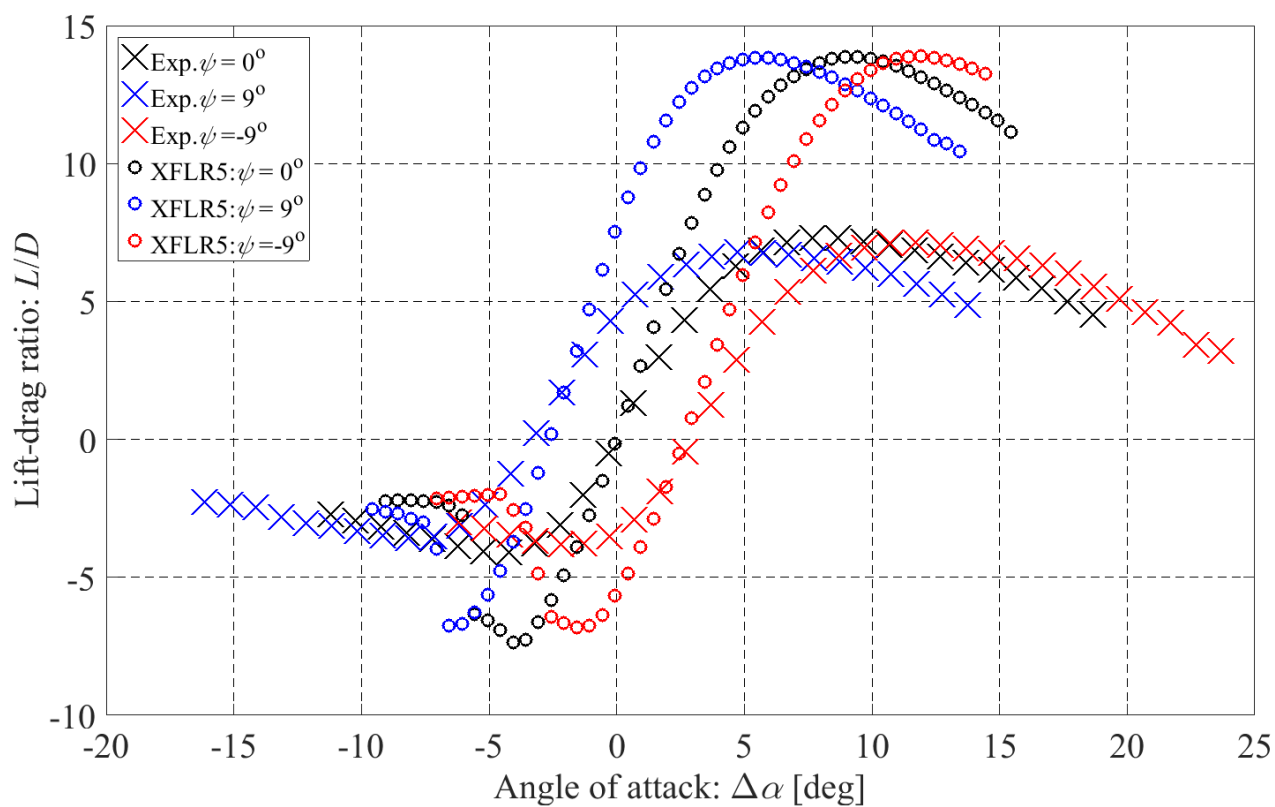


図 3-47 揚抗比曲線の数値解析結果との比較

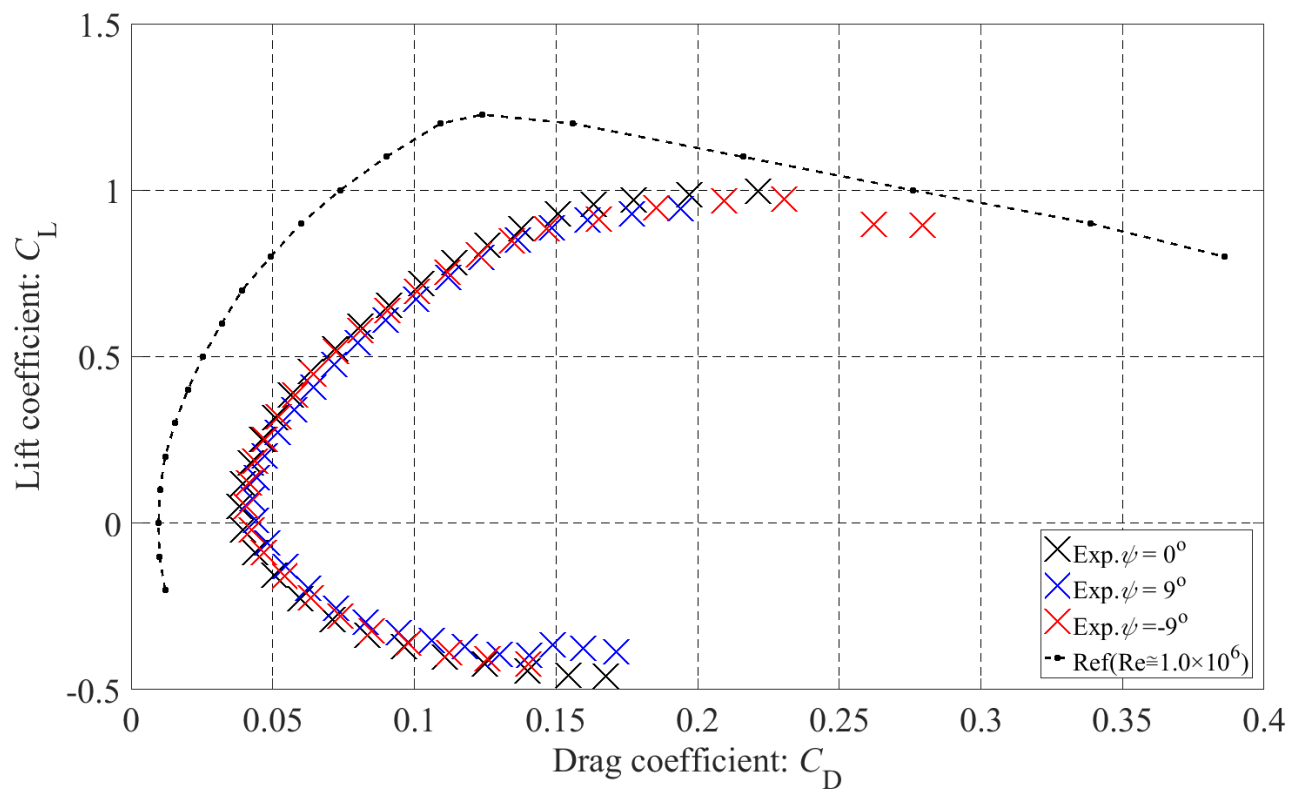


図 3-48 極曲線（ポーラーカーブ）

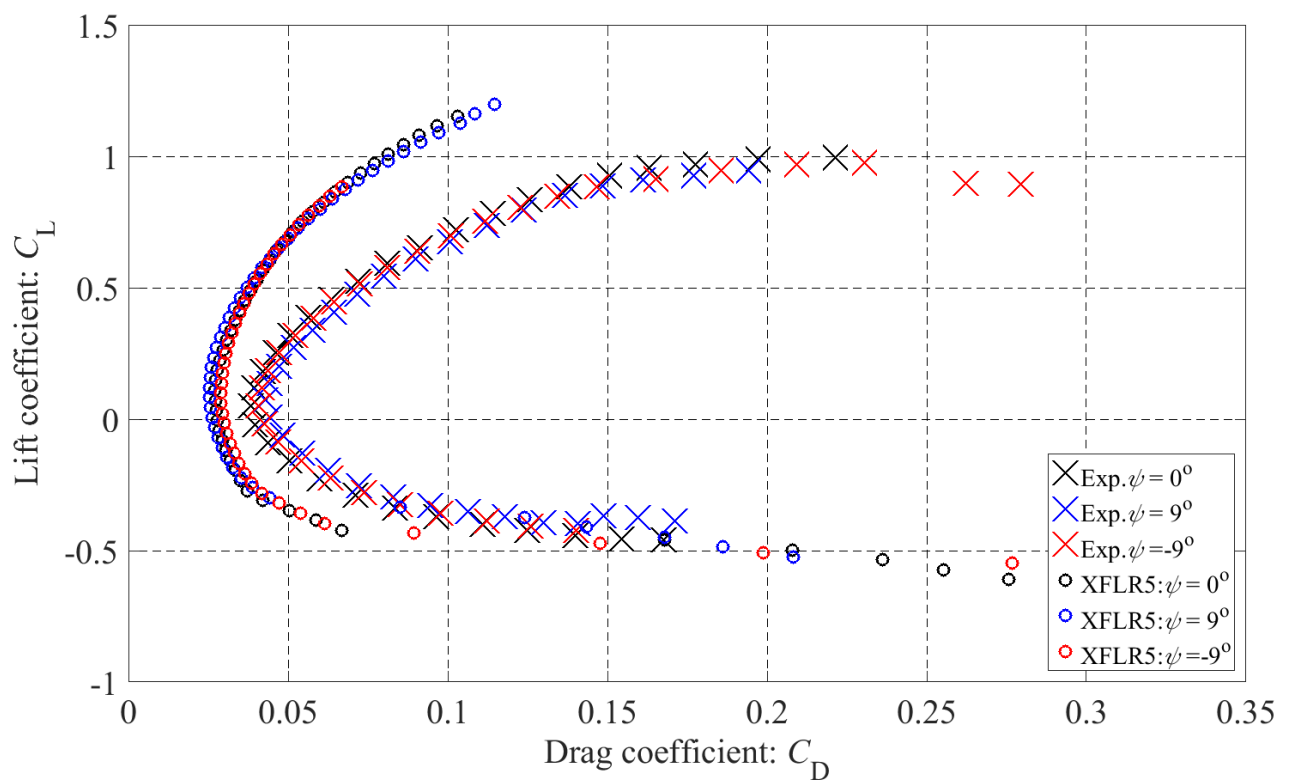


図 3-49 極曲線（ポーラーカーブ）の数値解析結果との比較

第4章 結 論

4.1 研究成果

本研究では、軽量で簡素な構造により、任意のねじり角分布に設定可能な二重筒構造を提案し、その理論、設計方法を確立するとともに、その有効性を評価した。形状可変構造は汎用性があり、幅広く利用できると考えられるが、本研究ではその一例として、モーフィング翼に応用し、二重筒構造のねじり角 ψ に関する理論式及び設計方法を拡張し、その有効性を評価した。

モーフィング翼に関する先行研究では、変形のための機構の提案や、構造、空力の数値解析に留まり、実際に模型を製作し、風洞試験から実証するまで至らないものも多い中、本研究では、コンセプトの提案から始まり、最終的には風洞試験を通じて、構造面からモーフィングの実現可能性を確認するとともに、空力性能の計測を行い、モーフィングによる空力性能の変化を確認した。以下に本研究で得られた成果の概要をまとめる。

研究成果1：任意のねじり角分布に設定可能な二重筒構造の提案

まず、軽量で簡素な構造により、任意のねじり角分布に設定可能な形状可変構造として、開断面と閉断面を組み合わせた二重筒構造を提案し、複数(N 本)のはりで構成された開断面部分(多柱体)のねじり角 $\psi_0(x)$ に関する理論式を導出した。この形状可変構造は、区間ごとに開断面部分の剛性を変えることで、ねじり角分布を任意に設定することができる。一般的に、開断面部材のねじり角 ψ_0 に関する理論式は切れ目が1か所のものだけに限り、複数の切れ目の入った多柱体のねじりの場合は、ねじり中心やワーピングの影響の考慮が複雑であった。本研究では、開断面部分を構成するはりの幾何学的条件及びはりのねじり理論を組み合わせることで、理論式を導出した。

次に、任意の寸法の外筒モデルについて数値解析を行い、理論値との比較を通じて、ねじり角 $\psi_0(x)$ に関する理論式の有効性を評価した。その結果、開断面区間の長さ l_0 や構成するはりの本数 N 、高さに係るパラメータ ϕ の大きさに関係なく、理論式の有効性を確認することができた。ただし、閉断面区間を剛体とした場合の数値解析結果の方が理論値と近い値を示したことから、閉断面部分の剛性が影響することを確認した。これは、理論式の構築の際に、開断面区間のはりを、両端固定のはりとし、その両端の開断面区間は十分に剛で、面外変形を起こさないという前提条件を入れているためであると考えられる。ただし、その差はそれほど大きくはなく、この理論式の有効性を損なうものではない。

最後に、任意のねじり角分布を実現するための設計方法として、はりの高さに係る角度 ϕ を主設計パラメータとする設計方法を確立した。その後、設計方法に基づき供試体を設計・作成するとともに、設計方法の有効性を数値解析及び試験により評価した。なお、本研究では翼端側ほどねじり角分布の大きくなるモデルとした。数値解析結果及び試験結果は理論値と全体的によく一致しており、設計方法の有効性を確認することができた。また、前出のモデルと異なるねじり角分布に設定した場合の有効性も数値解析を通じて確認した。このことから、提案する二重筒構造の設計方法は、任意のねじり角分布に設定可能であると言える。また、アクチュエータはステッピングモーターを使用しており、反対方向にねじることも可能である。

研究成果2：提案した二重筒構造のツイスト型モーフィング翼への応用

提案する二重筒構造のツイスト型モーフィング翼へ応用に関し、二重筒構造を翼の桁に用いることを想定し、任意のねじり角分布に設定可能な桁とした。ここで、翼全体をねじるためには、外板部もねじられる必要があるほか、空力を担う必要がある。そこで、外板部には伸縮性があり、ある程度密であるゴムスポンジを選定し、リブ形状に加工した。外筒の閉断面区間にはリブを配置し、リブの間には外板部を配置することで、桁から伝わるねじりモーメント M_T によって翼全体がねじられる。なお、桁と外板部は閉断面部分でのみ接触しているため、桁と外板部のねじり角は開断面部分の端部($x = 0, l_0$)でのみ等しい。

次に、二重筒構造のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ に関する理論式を拡張し、外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ に関する理論式を導出した。外板部のねじり剛性 GJ_{sk} 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ を算出した後、理論式の有効性を数値解析により確認した。ここで、外板部の形状は複雑であり、理論的に外板部の剛性を算出することは困難であるため、外板部の剛性は断面形状を一定としたまま、複数の外板部のスパン長 l_0 における数値解析結果に理論値をフィッティングさせることで算出した。

さらに、二重筒構造に関する設計方法を拡張し、その設計方法に基づき試作モデルを設計・作成した。その後、その試作モデルを用いて風洞試験を行った。風洞試験では、空力荷重負荷時における提案するツイスト型モーフィング翼の実現可能性を、構造及び空力的観点から評価した。構造面では、空力荷重により生じるモーメントによる変形のため、ねじることが難しくなると考えられる。しかし、数値解析及び試験の結果、ねじる方向や初期迎角または揚力発生の有無に関係なく、理論値と試験結果は、全体的によく一致していることが確認でき、構造面におけるツイスト型モーフィングの実現可能性を確認した。一方で、予想通り、空力荷重重負荷時に、翼根における反モーメントは大きくなっていることが数値解析結果から確認された。モーターの負荷及び翼の曲げ変形量を低減させるために、翼の平面形をテーパー翼等に変えることや、適したねじり角分布を用いることで、空力荷重分布の適正化を図ることも期待できる。

最後に、空力面では、風洞試験を通じて空力性能を測定し、モーフィングにより、空力性能が変化することを確認した。本研究で用いた翼では、モーフィングすることで、失速域を変更可能であるとともに、最大揚抗比 $(L/D)_{max}$ を幅広い迎角 α で維持できることが確認された。また、迎角の小さい範囲では、ピッチングモーメントをあまり変化させずに揚力・抗力を変更可能であることを確認した。これにより、この領域では機体全体の迎角をほとんど変えずに、翼のツイストのみで揚力及び抗力を変更可能であり、安定したピッチングモーメントのもとで飛行が可能であると考えられる。本研究では小型の無人航空機を想定しており、突風による迎角の変更時でも翼をツイストすることで、ピッチ角はほとんど変えないまま、高度を維持することが可能であり、操縦の利便性向上に寄与すると考えられる。さらに、仮に本翼を有人機に用いた場合、上昇、降下時にも、機体部分の乗客はピッチング方向への回転をあまり感じずに、搭乗間の快適性向上に寄与することができる。また、パイロットは着陸時に、翼をツイストすることにより、機体全体の迎角を大きくとる必要がなくなり、地面が見えやすいまま着陸をすることが容易となり、操縦の利便性向上につながると考えられる。

4.2 今後の展望と課題・対策

本研究に対する今後の展望としては、まず全般的に、適用先のニーズに合わせた適切なねじり角分布に関する検討が求められる。本研究では、翼全体がねじれるツイスト型モーフィング翼への応用を一例として検討を行ったが、フラップ等、翼の一部への応用を含め、ヘリコプターのローターブレードや、船舶のフィン等、ねじれることで、より効率が上がる適用先は航空宇宙分野以外にも多く、汎用性が高いと考えられ、今後の発展が期待される。

また、本研究ではねじり角分布の一例を扱ったが、適用先に応じて最適なねじり角分布が異なると考えられ、構造及び空力特性結果を反映した最適ねじり角分布の設計方法を確立することは、本研究の更なる拡張となり、設計の妥当性向上に寄与すると考えられる。以下、本研究では取り扱わなかった課題と対策について詳しく述べる。

二重筒構造

軽量で簡素な構造でねじり角分布を変えられる形状可変構造として提案し、その有効性を評価できたものの、2.6 節でも述べた通り、本提案手法では、モーターの回転角度 ψ_{motor} は、内筒を介して外筒に伝わるため、先端（内筒と外筒の結合部側）のねじり角 ψ_{tip} が必ず最大または最小となる。加えて、根本から先端にかかる途中で、反対方向にねじれるようなねじり角分布に設定することはできないという制約がある。これを実現するためには、複数のアクチュエータの使用が考えられるが、背景で述べた通り、部品点数増加による重量ペナルティ及び、故障率の上昇、構造複雑化による信頼性の低下につながる。このようなペナルティが小さいアクチュエータの選定、構造への組み込み検討が必要である。

モーフィング翼として実機を想定した場合

まず課題となるのが外板部である。本提案では、通常の航空機のように、翼を外板で覆っておらず、リブ等が露出している。これにより、翼構造の耐候性や暴露による劣化が懸念される。一方で、翼全体を外板で覆うことにより剛性が高まり、ねじりにくくなるため、引き続きより適した構造・材料の検討が必要である。

次に、目標形状への変形精度向上が挙げられる。提案手法では、直接変位を与えることができるのは翼端のみであるが、これを例えば、翼端と翼根を除くリブ位置でも制御できるようなシステムにすると、変形精度向上につながる。一方で、アクチュエータの多数配置や機構の複雑化につながる恐れがあり、構造面から再検討する必要がある。現行の手法で目標形状への変形精度向上を図るためには、とりわけ外筒、外板部の工作精度の向上、外板部の材料特性の実測が挙げられる。3.3 節で考察したように、外板部の剛性の影響が大きい場合、より一層の注意が必要である。

また、主翼以外の胴体や中央翼、エンジンといったシステムとしての検討が必要であるほか、ねじるために翼全体の剛性が低下することに起因するフラッタ、ダイバージェンス、エルロン・リバーサル等の空力弾性問題、アクチュエータの応答性等、未検討事項が残る。さらに、翼をねじると、リブ間のねじり角は波打ったものとなっており、線形的なねじり角分布とならないことが分かったが、それがもたらす空力性能の影響に関しても未検討であり、必要であれば、リブ間のねじり角分布が線形となるように、処置を行う必要がある。

謝 辞

研究を進めるにあたり、お世話になった皆様に心から感謝申し上げます。

田中教授には、研究は勿論、フランス陸軍士官学校 CREC 研究所への短期インターンシップや衛星設計コンテスト、その他幅広く様々なことにチャレンジさせていただくとともに、常に適切で丁寧なご指導をしていただきました。

副査をして頂いた溝口准教授には、空力面全般にわたり、常に適切で丁寧なご指導をしていただくとともに、風洞を長期に渡り借用させていただきました。その他副査の山口教授、樫谷教授、横関准教授、また、系列担当の工藤講師には懇切丁寧なご指導、研究に対する助言とともにシステム全体としての研究開発の重要性の一端を教えてくださいました。また、工作室の菅野さん、小山さんには、加工の非常に困難なゴムスポンジをはじめ、試験に用いる治具等製作していただくとともに、工作の相談にのっていただきました。

また、航空宇宙分野の魅力を教えてくださった航空宇宙工学科の先生方、共同研究をしたフランス陸軍士官の Marceau Perrey さん、本科 62 期木島君、風洞の使用法等指導してもらった同学科研究科学学生の児玉君、研究の手伝いをしてくれた米空軍士官学校からの Sean A. Sutedjo 君をはじめ、同じ研究室で衛星設計コンテストをはじめ、ともに 2 年間研究に励んだ坂本君、良き相談相手になっていただいた同じ研究室のアルラディクス・ディジャンセナさん、グエン・バ・タイン・ロン君、高木君、住田さん、仏陸軍から Bastian Labussiere 君、Axel Fustec 君をはじめ、航空宇宙工学専攻の研究科学生、研修生、この他にも多くの方々のご協力に支えられ、前期課程を含め計 5 年間、すばらしく充実した研究を行うことができました。

最後に、このような研修の機会を与えて下さいました陸上自衛隊、原隊の第 1 高射特科団第 1 高射特科群第 304 高射中隊関係者の皆様にこの場をお借りして感謝申し上げます。

本当にありがとうございました。

参考文献

1. 名取通弘. 宇宙構造物工学の概要 (Outline of the Space Structures Engineering). 土木学会論文集 **410**, (1989).
2. Katsumata, N., Higuchi, K., Ookase, Y., Kaimori, M. Development on Deployable Space Structures. 室工大紀要 **64**, 69–76 (2014).
3. Gantes, C. J., Connor, J. J., Logcher, R. D., Rosenfeld, Y. Structural Analysis and Design of Deployable Structures. *Comput. Struct.* **32**, 661–669 (1989).
4. 公益財団法人航空機国際共同開発促進基金. 航空機スマート構造と関連技術の動向 ～ モーフィング構造とその要素技術を主体として ～. 1–12 (2013). Available at: <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/25-2.pdf>. (Accessed: 1st December 2014)
5. 公益財団法人航空機国際共同開発促進基金. 新しい飛行機の形. 1–9 (2017). Available at: <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/29-7.pdf>. (Accessed: 1st April 2018)
6. Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I., Inman, D. J. A Review of Morphing Aircraft. *J. Intell. Mater. Syst. Struct.* **22**, 823–877 (2011).
7. 玉山雅人. モーフィングに関する動向. 日本流体学会 **28**, 277–284 (2009).
8. 航空英和辞典. (有限会社名古屋航空技術, 2005).
9. R.G.Grant. 世界航空機文化図鑑. (東洋書林, 2003).
10. John D., A., 織田剛. 飛行機技術の歴史. (京都大学学術出版会, 2013).
11. ニュートン別冊 飛行機のテクノロジー 飛行の原理から最新の戦闘機まで. (ニュートンプレス社, 2018).
12. 横関智弘, 高橋弘樹, 平野義鎮. コルゲート構造を利用したモーフィング翼の開発. 日本航空宇宙学会誌 **64**, 15–19 (2016).
13. 池田忠繁. 形状記憶合金を用いたモーフィングに関する研究. 日本航空宇宙学会誌 **64**, 39–43 (2016).
14. 小木曾望. モーフィング翼における最適設計法の活用. 日本航空宇宙学会誌 **64**, 180–185 (2016).
15. Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T., Yeo, W. K. Shape Morphing of Aircraft Wing: Status and Challenges. *Mater. Des.* **31**, 1284–1292 (2010).
16. Woods, B. K. S., Friswell, M. I. The Adaptive Aspect Ratio Morphing Wing: Design Concept and Low Fidelity Skin Optimization. *Aerosp. Sci. Technol.* **42**, 209–217 (2015).
17. Henry, A. C., Molinari, G., Arrieta, A. F. Smart Morphing Wing: Optimization of Distributed Piezoelectric Actuation. *25th AIAA/AHS Adapt. Struct. Conf.* 1–12 (2017). doi:10.2514/6.2017-0294
18. Monner, H. P. Realization of An Optimized Wing Camber by Using Formvariable Flap Structures. *Aerosp. Sci. Technol.* **5**, 445–455 (2001).
19. Sinapius, M., Monner, H. P., Kintscher, M., Riemenschneider, J. DLR's Morphing Wing Activities within The European Network. *Procedia IUTAM* **10**, 416–426 (2013).
20. Ajaj, R. M., Friswell, M. I., Bourchak, M., Harasani, W. Span Morphing Using the GNATSpar Wing. *Aerosp. Sci. Technol.* **53**, 38–46 (2016).
21. Thill, C., Etches, J., Bond, I., Potter, K., Weaver, P. Morphing Skins. *Aeronaut. J.* **112**, 117–139 (2008).
22. Qiu, J., Wang, C., Huang, C., Ji, H., Xu, Z. Smart Skin and Actuators for Morphing Structures. *Procedia IUTAM* **10**, 427–441 (2013).
23. Jenett, B. *et al.* Digital Morphing Wing: Active Wing Shaping Concept Using Composite Lattice-Based Cellular Structures. *Soft Robot.* **4**, 33–48 (2017).
24. JAXA 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 航空プログラムグループ. 航空機研究開発の現在から未来へ 技術はどこまで到達しているか. (丸善プラネット, 2011).
25. Kota, B. S. Twistable Wings Take Flight Replacing Traditional Flaps With Bendable Bits Will Reduce Noise and Save Fuel. in 28–33 (2016).
26. 公益財団法人航空機国際共同開発促進基金. 機体空力騒音低減化の研究動向. 1–7 (2010). Available at: <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/22-6.pdf>. (Accessed: 1st December 2014)
27. 玉山雅人, 藤井奏風, 有蘭仁, 横関智弘. 翼変形による空力荷重分布制御. 日本航空宇宙学会誌 **64**, 111–116 (2016).
28. 稲田喜伸. 鳥の翼の柔らかさの機能について. 日本航空宇宙学会誌 **64**, (2016).
29. Administration, N. A. and S. NASA homepage 21st Century Aerospace Vehicle. (2017). Available at: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/Morph/ED01-0348-1.html>. (Accessed: 30th September 2018)

30. Lilienthal, O. *Der Vogelfug als Grundlage der Fliegekunst* (鳥の飛翔). (東海大学出版社, 1889).
31. Barbarino, S., Flores, E. I. S., Ajaj, R. M., Dayyani, I., Friswell, M. I. A Review on Shape Memory Alloys with Applications to Morphing Aircraft. *Smart Mater. Struct.* **23**, (2014).
32. Kovalovs, A., Barkanov, E., Gluhihs, S. Active Twist of Model Rotor Blades with D-spar Design. *Transport* **22**, 38–44 (2007).
33. Wilbur, M. L., Wilkie, W. K. Active-Twist Rotor Control Applications for UAVs. *Transform. Sci. Technol. Curr. Futur. Force Proc. 24th US Army Sci. Conf.* 185–192 (2006).
doi:10.1142/9789812772572_0024
34. 田辺保忠. 形状変化を利用したヘリコプタのロータ・ブレードのアクティブ制御. 日本航空宇宙学会誌 **64**, 248–251 (2016).
35. Vos, R., Gürdal, Z., Abdalla, M. Mechanism for Warp-Controlled Twist of a Morphing Wing. *J. Aircr.* **47**, 450–457 (2010).
36. Elzey, D. M., Sofla, A. Y. N., Wadley, H. N. G. A Bio-inspired, High-authority Actuator for Shape Morphing Structures. *Smart Struct. Mater.* **5053**, 92–100 (2003).
37. 寺沢一雄, 松浦義一. 材料力学 (下巻). (海文堂出版, 1966).
38. サイバネット株式会社. ANSYS Workbench Mechanical 材料非線形セミナー. (2015). Available at: https://secure.okbiz.okwave.jp/ansys/faq/show/8961?back=front%2Fcategory%3Asearch,category_id=1,commit=,form_type=advanced_search,keyword=材料非線形セミナー,page=1,site_domain=default,site_id=1,sort=sort_keyword,sort_order=desc,utf8=✓. (Accessed: 1st April 2016)
39. サイバネット株式会社. CYBERNET CAEサポートセンター リモート変位で回転荷重を与える際の注意点. (2017). Available at: https://secure.okbiz.okwave.jp/ansys/faq/show/3321?category_id=497,site_domain=default. (Accessed: 1st April 2018)
40. Peipe, J., Jörg, R., Schneider, C.-T. Photogrammetric 3-D Digitizing for Deformation Analysis – New Developments and Applications. *3rd IAG / 12th FIG Symp.* (2006).
41. 3D Coordinate Measurement with Hand-held Digital Camera Measure The Advantage. *AICON 3D Systems* Available at: <https://www.spectratech.gr/Web/Aicon/pdf/DPA.pdf>. (Accessed: 1st December 2015)
42. 村山堯. 航空工学概説. (日刊工業新聞社, 1978).
43. 和栗雄太郎. 模型飛行機の科学 – フリーフライト機の理論と設計 –. (養賢堂, 2005).
44. Orientalmotor. Orientalmotor ホームページ ステッピングモーター PK544NAW. Available at: <https://www.orientalmotor.co.jp/products/detail.action?hinmei=PK544NAW>. (Accessed: 30th September 2018)
45. Orientalmotor. Orientalmotor ホームページ ステッピングモーター用ドライバDFC5107P. Available at: <https://www.orientalmotor.co.jp/products/detail.action?hinmei=DFC5107P>. (Accessed: 20th September 2018)
46. Orientalmotor. Orientalmotor ホームページ 用語解説 静止角度誤差. Available at: <https://www.orientalmotor.co.jp/tech/glossary/sa23/>. (Accessed: 30th September 2018)
47. 島津製作所. 島津製作所ホームページ 航空機器. Available at: <https://www.shimadzu.co.jp/products/aero/jair-lst.html>. (Accessed: 30th September 2018)
48. 内外ゴム株式会社. ハネナイト. Available at: <http://www.naigai-rubber.co.jp/product/indust/rubber/hanenite.html>. (Accessed: 30th September 2018)
49. 中央精機株式会社. 中央精機株式会社ホームページ 傾斜ステージ. Available at: <https://www.chuo.co.jp/contents/hp0049/list.php?CNo=49,ProCon=5042>. (Accessed: 1st July 2018)
50. 中央精機株式会社. 中央精機株式会社ホームページ 回転ステージRS-927. Available at: <https://www.chuo.co.jp/contents/hp0048/list.php?CNo=48,ProCon=4272>. (Accessed: 1st July 2018)
51. 日章電機株式会社. 多分力検出装置 LMC-31325-10N 完成図書. (2013).
52. 進藤章二郎. 低速風洞実験法. (株式会社コロナ社, 1992).
53. 児玉俊介, 戸鞠寛紀. 低アスペクト比翼の半裁実験に関する研究. (防衛大学校, 2014).
54. Barlow, J. B., Rae, J. W. H., Pope, A. *Low-speed Wind Tunnel Testing*. (Wiley-Interscience, 1999).
55. 日章電機株式会社. 直流型歪増巾器 DSA-100B 取扱説明書.
56. KEYENCE. KEYENCE社ホームページ マルチ入力データ収集システムNR-500. Available at: <https://www.keyence.co.jp/products/recorder/recorder/nr-500/>. (Accessed: 1st July 2018)
57. 長野計器. GC62 デジタル微差圧計 取扱説明書. (2017). Available at: <http://products.naganokeiki.co.jp/assets/files/3035/TY-GC62-010.pdf>. (Accessed: 30th September 2018)

- 2018)
58. 佐藤計量器製作所. Thermometers Hygrometers Weather Instruments SKダイジェストカタログ. 50 Available at: <http://www.sksato.co.jp/html/pdf/files/digest2008comp.pdf>. (Accessed: 1st July 2018)
59. CUSTOM. CUSTOM社ホームページ 防滴デジタル温度計 CT-280WR. Available at: <https://www.kk-custom.co.jp/dth/CT-280WR.html>. (Accessed: 1st July 2018)
60. 理科年表. (丸善株式会社, 2010).
61. 溝口誠, 梶川友介, 井藤創. 低アスペクト比翼の静安定性に関する一考察. 第52回飛行機シンポジウム (2014).
62. 溝口誠, 井藤創. 低レイノルズ数流中の矩形平板翼風圧中心について. 第47回流体力学講演会/第33回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (2015).
63. Laboratory), A. S. (Langley M. A. *Report No.502 Scale Effect On Cklark Y Airfoil Characteristics From N.A.C.A. Full-Scale Wind-Tunnel Tests*. (1934).
64. 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎. 低Re数領域でのNACA0012翼の非線形空力特性. 日本航空宇宙学会論文集 **55**, 439–445 (2007).
65. Mizoguchi, M., Yamaguchi, Y. Aerodynamic Characteristics of Rectangular Flat Plate Wings in Low Reynolds Number Flows. **60**, 121–127 (2012).
66. 近藤恭平. 構造力学の基礎. (培風館, 2001).
67. 株式会社ライブラリー. 「Move-tr/3D」 3次元動画計測ソフトウェア User's manual. (2018).
68. Lücke, T. *et al.* XFLR5 Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynolds Number. *Pediatric Nephrology* (2009). doi:10.1007/s00467-004-1426-z
69. 飯野明. よく分かる航空力学の基本. (秀和システム, 2005).
70. Thomas J, M., D, J. An Overview of Micro Vehicle Aerodynamics. *Fixed Flapping Wing Aerodyn. Micro Air Veh. Appl.* **195**, 1–10 (2016).
71. Laitone, E. V. Wind Tunnel Tests of Wings at Reynolds Numbers Below 70 000. *Exp. Fluids* **23**, 405–409 (1997).
72. Tiertime社. Tiertime社ホームページ 3DプリンターUP BOX+. *Tiertime社* (2017). Available at: <https://www.tiertime.com/up-box-plus/>. (Accessed: 30th September 2018)
73. Tiertime社. Tiertime社ホームページ 3Dプリンター樹脂 UP Fila. *Tiertime社* Available at: <https://www.tiertime.com/new-colors-for-up-fila/>. (Accessed: 30th September 2018)
74. JTトーシ株式会社. JTトーシ株式会社ホームページ 小型卓上試験機 LSCシリーズ. Available at: http://www.tohsi.co.jp/index.php?option=com_content,task=view,id=64,Itemid=73. (Accessed: 30th September 2018)

付 録

A. 3D プリントされた ABS 樹脂モデルの材料特性

二重筒構造の外筒に用いた供試体の材料特性を調べるため、供試体作成に用いた 3D プリンター (Tiertime 社製 UPBOX+) ⁷² (図 A. 1) で、ABS 樹脂 (UP Fila) ⁷³ (図 A. 2) により試験片を作製し、小型卓上試験機 (リトルセンスター-LSC シリーズ ⁷⁴) で引張り試験を行った。等方性材料の場合における、せん断弾性率 G とヤング率 E との関係式からせん断弾性率 G を求めることができる。

3D プリンターでモデルを作成する場合、モデルの設置方向により、モデルの強度が変わることが考えられる。これは、3D プリンターのノズルとプレートが 3 次元空間を相対的に移動し (図 A. 3)、樹脂を積層するため、モデルの設置方向により、積層方向が変わることに起因する。そこで、成形方向の違いによる物性値の関係について調べるため、3D プリンターの描画平面内において X 軸方向に成形したものを A、Y 軸方向に成形したものを B、Z 軸方向に成形したものを C として、3 種類の試験片を 6 個ずつ作製し、引っ張り試験を行った。試験片の寸法は図 A. 4 のとおりである。なお、実際に用いる供試体のカギとなる外筒は比較的細長くなることを想定し、本プリンターで最も密に作成できる設定であるノズル幅 0.2mm、密度は 99% を選択した。

試験片製作の様子を図 A. 5 に、試験の様子を図 A. 6、ひずみゲージを取り付けた引張り試験前後の供試体を図 A. 7 に、供試体の断面を図 A. 8 に示す。

結果より、C の試験片のせん断弾性率 G が大きくなった。これは 3D プリンターヘッドの振動により部材が振動し、部材の断面積に不均一が生じたためと考えられる。この結果を受けて、本研究では部品の精度が要求されることもあり、部品製作の際はモデルが鉛直方向に大きくなりすぎないように製作することとした。加えて、本試験では試験片の厚さが試験結果に大きな影響を与えるため、せん断弾性率 G に関しては試験片 A 及び B のデータを用いて求めた。また、応力 σ とひずみ ϵ の関係も A と B について、それぞれ図 A. 9、図 A. 10 に縦ひずみ ϵ と横ひずみ ϵ' の関係を図 A. 11、図 A. 12 に示す。試験片の実際の寸法及び試験結果を表 A. 1～表 A. 3 に示す。

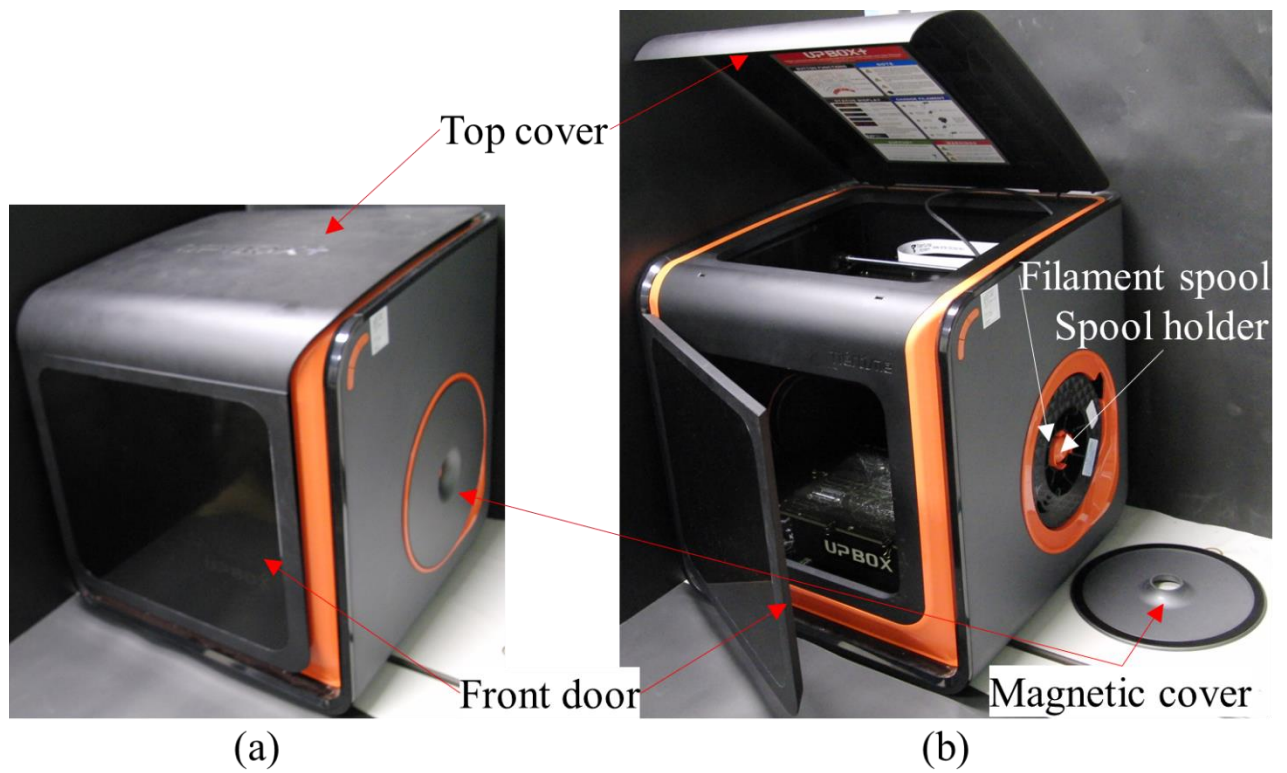


図 A. 1 3D プリンター(UP BOX+) (a) 閉鎖状態 (b) 開放状態



図 A. 2 3D プリンターABS 樹脂

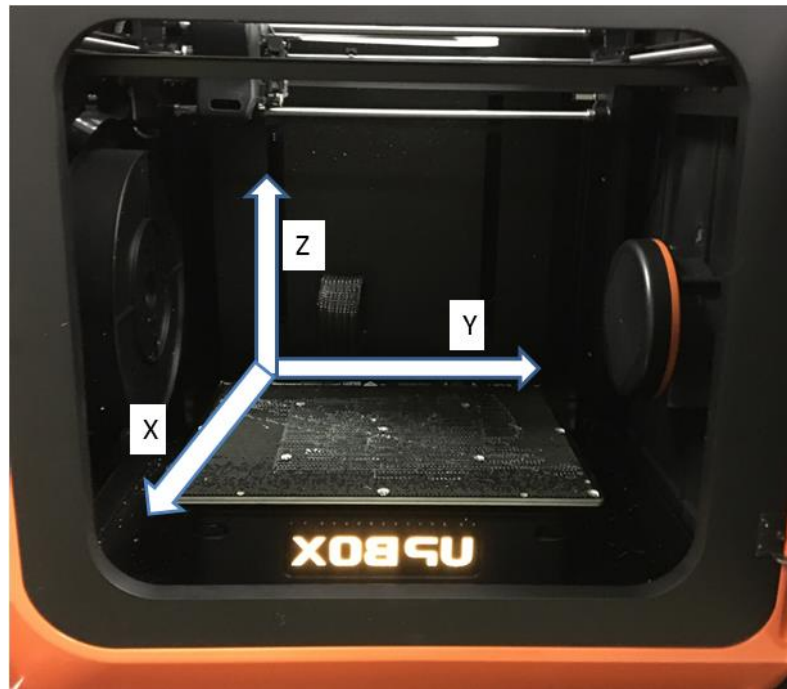


図 A. 3 3D プリンターモデル製作盤の座標

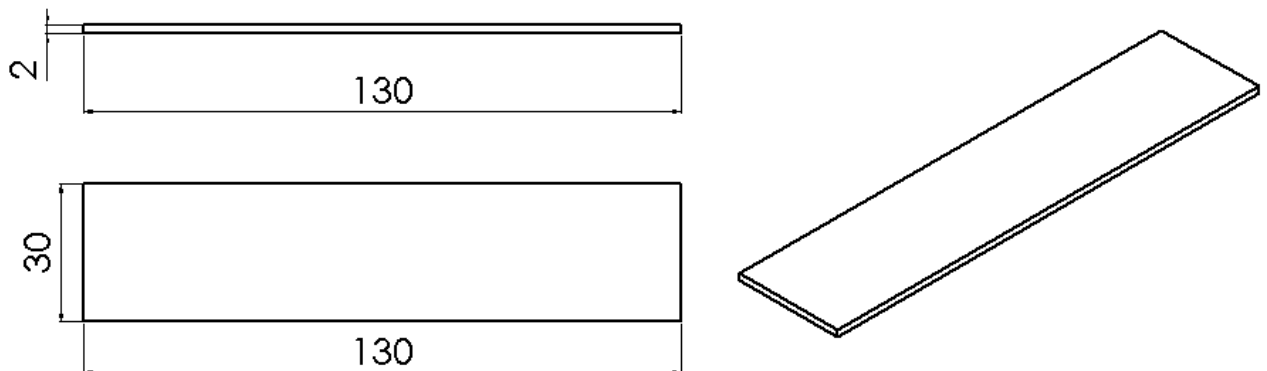


図 A. 4 試験片寸法



(a)



(b)



(c)

図 A. 5 試験片の各軸方向への作製過程 (a) X 軸方向 : A, (b) Y 軸方向 : B, (c) Z 軸方向 : C

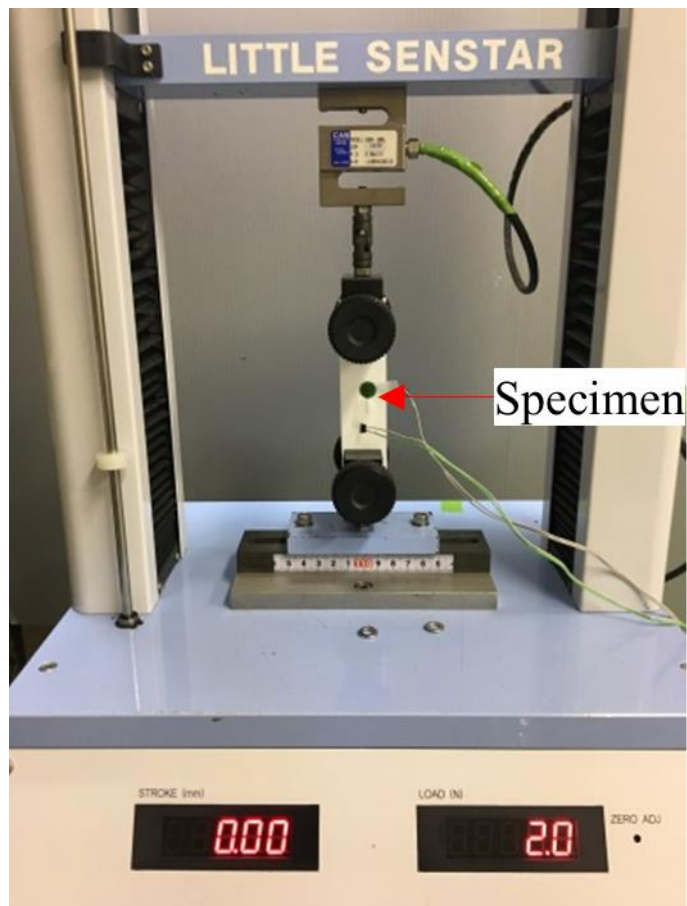


図 A. 6 引張試験の様子

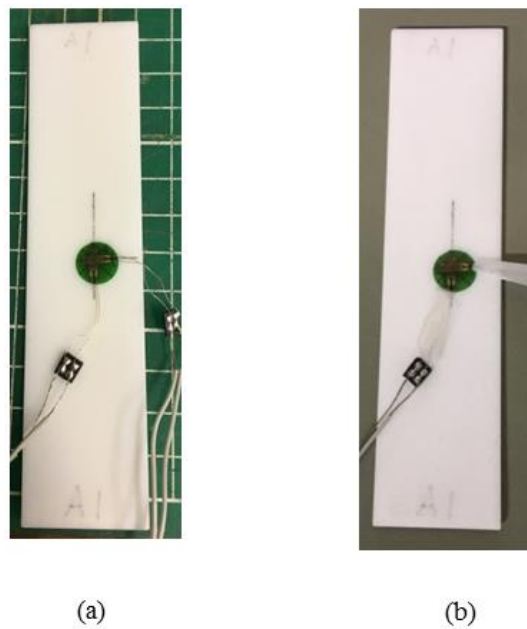


図 A. 7 試験前後の試験片 (a)試験前, (b)試験後

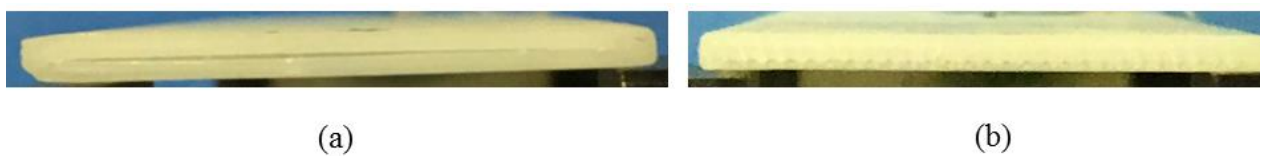


図 A. 8 試験片 C 詳細 (a)試験片 C 上面, (b)試験片 C 下面

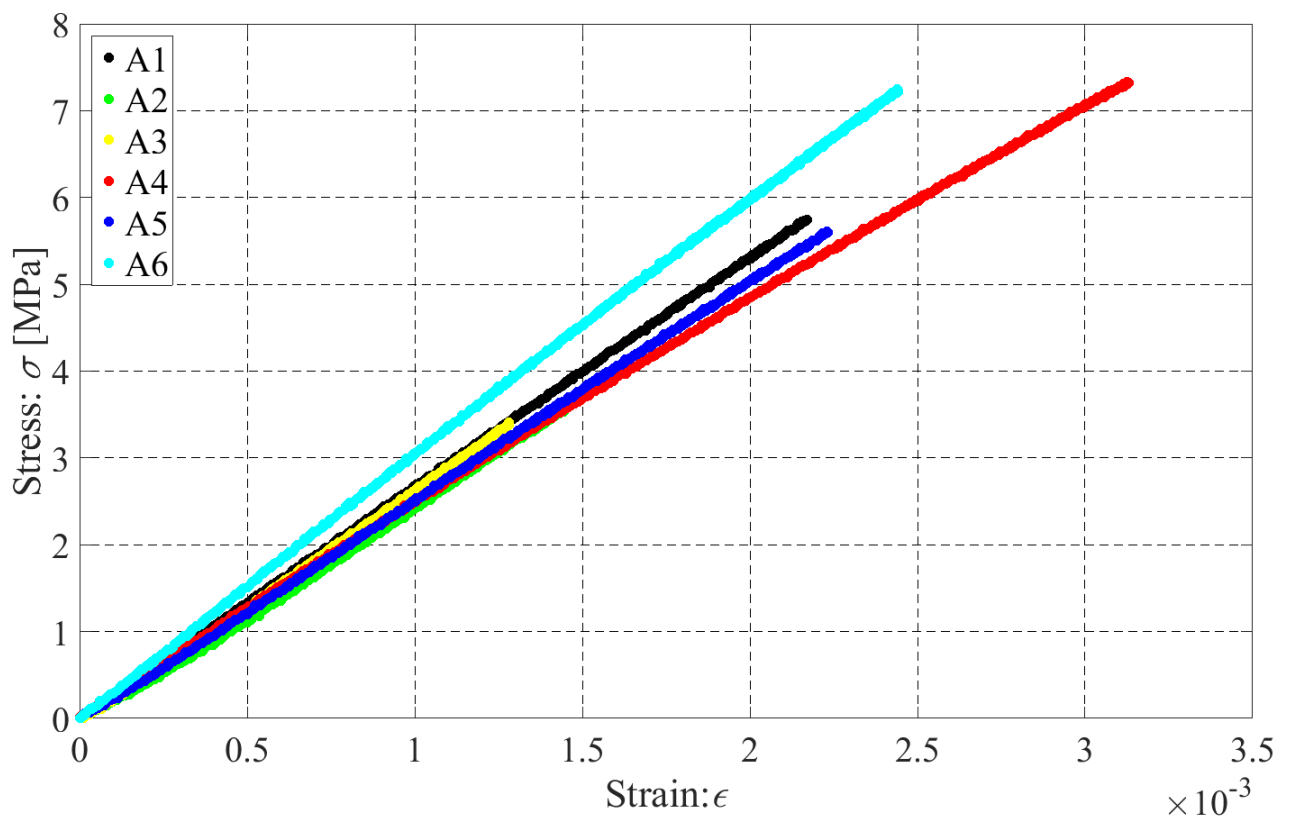


図 A.9 応力とひずみの関係(試験片 A)

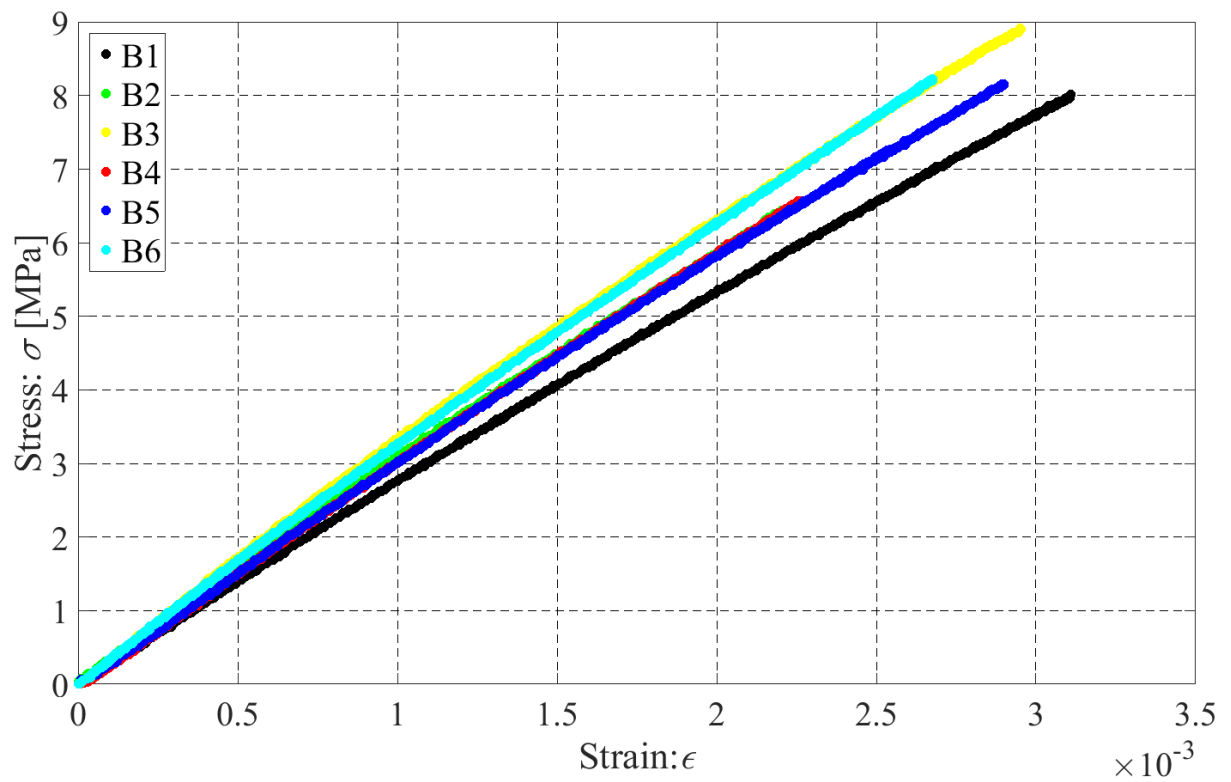


図 A.10 応力とひずみの関係(試験片 B)

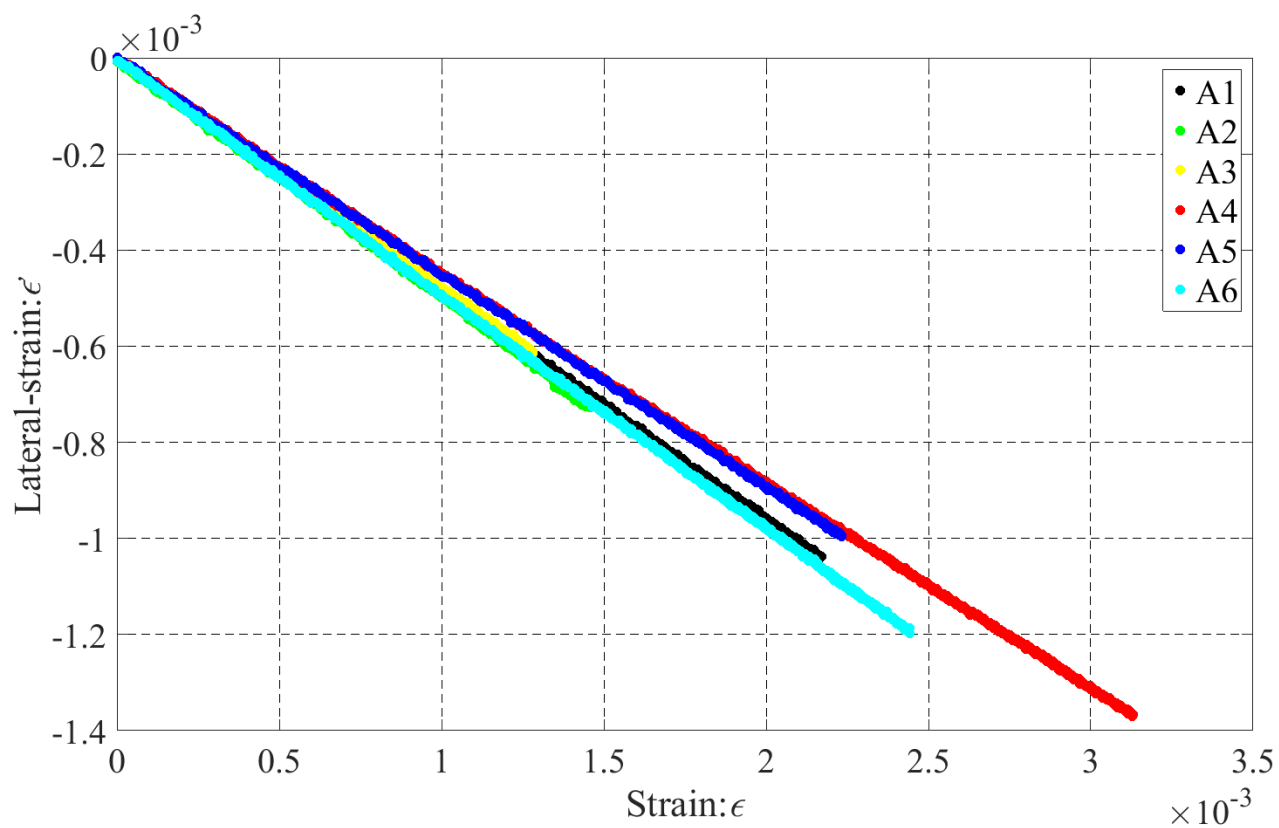


図 A. 11 縦ひずみと横ひずみの関係(試験片 A)

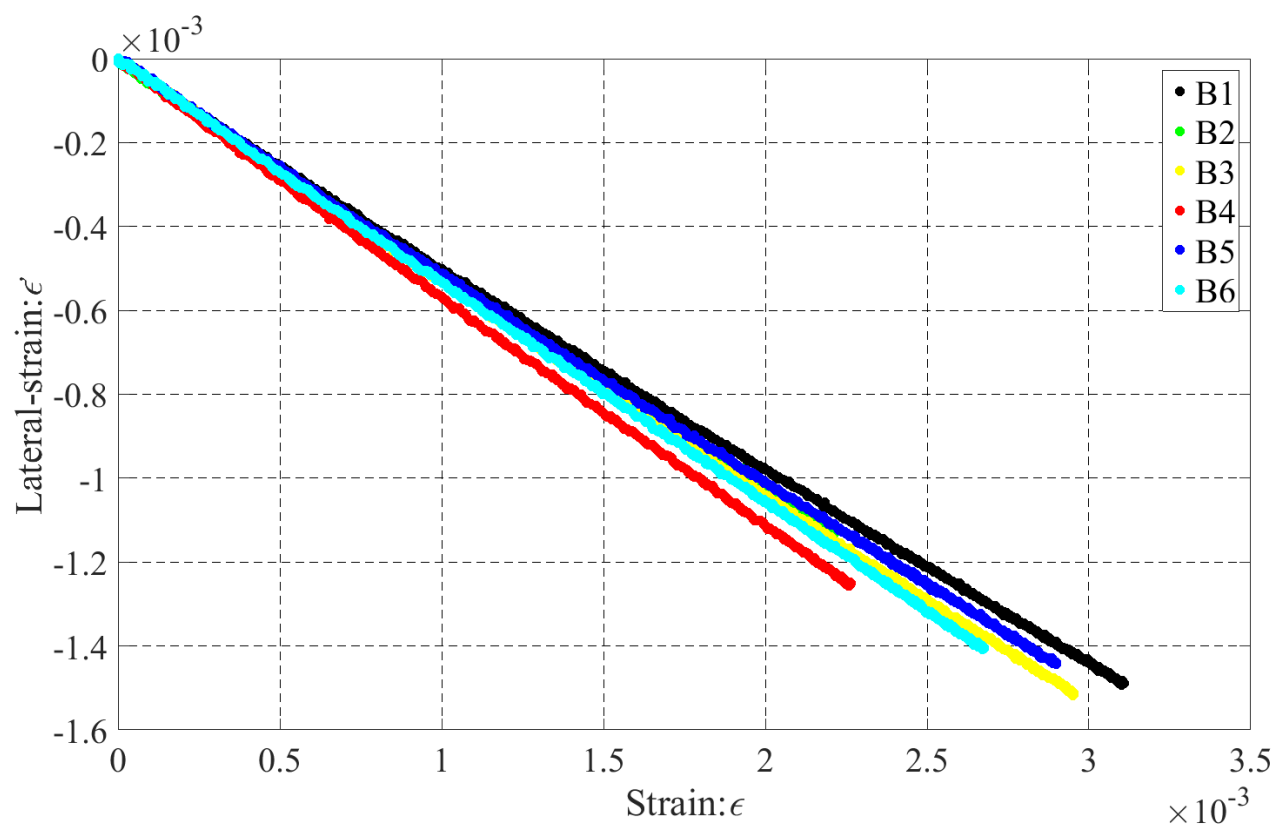


図 A. 12 縦ひずみと横ひずみの関係(試験片 B)

表 A. 1 試験片 A 寸法及び試験結果

	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A 平均
Width [mm]	30.06	30.00	30.01	30.18	30.12	30.09	
	30.07	30.05	30.05	30.15	30.13	30.17	
	30.06	30.02	30.01	30.06	30.03	30.10	
Average width[mm]	30.06	30.02	30.02	30.13	30.09	30.12	30.08
Height [mm]	2.01	2.03	2.04	2.10	2.06	2.01	
	2.04	2.02	2.01	2.14	1.99	2.02	
	1.99	2.00	1.99	2.06	1.99	1.98	
Average height [mm]	2.01	2.02	2.01	2.10	2.01	2.00	2.03
Length [mm]	130.29	130.29	130.27	130.72	130.30	130.07	
	130.29	130.33	130.30	130.60	130.39	130.18	
	130.27	130.37	130.32	130.50	130.36	130.20	
Average length [mm]	130.28	130.33	130.30	130.61	130.35	130.15	130.34
Area [mm ²]	60.53	60.55	60.45	63.27	60.59	60.34	60.95
Mass [g]	7.49	7.48	7.49	7.70	7.33	7.39	7.48
E [MPa]	2644.4	2458.3	2657.4	2356.6	2513.7	2986.0	2602.7
ν	0.48	0.50	0.48	0.44	0.45	0.49	0.47
G [MPa]	893.38	819.21	897.89	819.23	867.69	1002.01	883.24
Density ρ [kg/m ³]	949.48	948.04	950.95	931.44	928.70	940.59	941.53

表 A. 2 試験片 B 寸法及び試験結果

	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B 平均
Width [mm]	29.96	30.00	29.94	30.00	29.98	29.98	
	29.94	30.02	29.96	29.98	30.01	29.92	
	30.01	30.06	29.99	30.00	30.01	29.95	
Average width[mm]	29.97	30.03	29.96	29.99	30.00	29.95	29.98
Height [mm]	1.70	1.72	1.58	2.01	2.00	2.01	
	1.75	1.73	1.64	2.04	2.04	2.07	
	1.70	1.69	1.57	2.00	1.99	2.00	
Average height [mm]	1.72	1.71	1.60	2.02	2.01	2.03	1.85
Length [mm]	130.20	130.36	130.12	130.33	131.93	130.28	
	130.28	130.34	130.18	130.32	130.38	130.32	
	130.38	130.33	130.20	130.32	130.37	130.38	
Average length [mm]	130.29	130.34	130.17	130.32	130.89	130.33	130.39
Area [mm ²]	51.45	51.45	47.84	60.49	60.30	60.70	55.37
Mass [g]	6.35	6.35	5.94	7.39	7.38	7.37	6.80
E [MPa]	2598.4	2943.1	3084.0	2963.6	2865.9	3132.9	2931.3
ν	0.48	0.51	0.52	0.56	0.50	0.53	0.52
G [MPa]	876.36	973.96	1016.82	950.48	954.03	1025.63	966.21
Density ρ [kg/m ³]	947.24	946.72	954.26	937.71	934.69	931.19	941.97

表 A. 3 試験片 C 寸法及び試験結果

	C1	C2	C3	C4	C5	C6	C 平均
Width [mm]	30.04	30.08	30.15	30.16	30.07	30.08	
	30.07	30.03	30.09	30.15	30.05	30.09	
	30.09	30.11	30.10	30.11	30.04	30.13	
Average width[mm]	30.07	30.07	30.11	30.14	30.05	30.10	30.09
Height [mm]	1.94	2.13	2.08	2.07	2.01	2.17	
	2.00	2.06	2.08	2.04	1.92	1.97	
	2.16	1.94	1.98	1.93	1.93	1.94	
Average height [mm]	2.03	2.04	2.05	2.01	1.95	2.03	2.02
Length [mm]	129.98	129.92	129.98	129.96	129.97	129.95	
	130.03	129.99	130.02	129.92	129.98	129.93	
	129.97	129.97	129.96	129.96	129.91	129.93	
Average length [mm]	129.99	129.96	129.99	129.95	129.95	129.94	129.96
Area [mm ²]	61.14	61.45	61.63	60.68	58.70	61.00	60.77
Mass [g]	6.97	6.98	6.97	7.01	6.99	7.00	6.99
E [MPa]	2902.9	4055.5	5099.2	3002.9		3081.4	3628.4
ν	0.49	0.58	0.67	0.52		0.47	0.55
G [MPa]	973.60	1280.63	1523.88	988.25		1048.10	1162.89
Density ρ [kg/m ³]	876.75	874.03	869.43	889.45	916.15	882.98	884.80

B. 桁リブ外板部モデルにおける 外筒のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ と外板部ねじり角 $\psi_{sk}(x)$

第 3 章において、任意の位置 x における一区画モデルの外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ を及び外筒のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ を導出したが、外筒と外板部は閉断面部分($x/l_0 = 0, 1$)以外では接触していないため、ねじり角 $\psi(x)$ が異なる。そこで、翼幅 l_0 、外筒のはりの本数 N 、はりの高さに係る角度 ϕ を変えた 8 つのモデル (図 B. 1, 表 B. 1) を例に、外筒のねじり角 $\psi_{sp}(x)$ と外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ の比較を行った。理論値の比較を図 B. 2～図 B. 5 及び表 B. 2～表 B. 5 に示す。

図 B. 2～図 B. 5 より、どのモデルも外筒と外板部のねじり角は端部($x/l_0 = 0, 1$)を除いて差が生じることが確認できる。ただし、大きな差は見られえず、特に、節となる中間点($x/l_0 = 0.5$)では外筒と外板部のねじり角の差は小さい。また、外筒のみのモデルの場合と異なり、はりの高さに係る角度 ϕ 、長さ l_0 が同じ場合に、外板部のねじり角 $\psi_{sk}(x)$ ははりの本数 N に反比例しないことが確認できる。これは、開断面部がはりのみで構成されていた二重筒構造のモデルと異なり、外板部の剛性が影響しているためである。

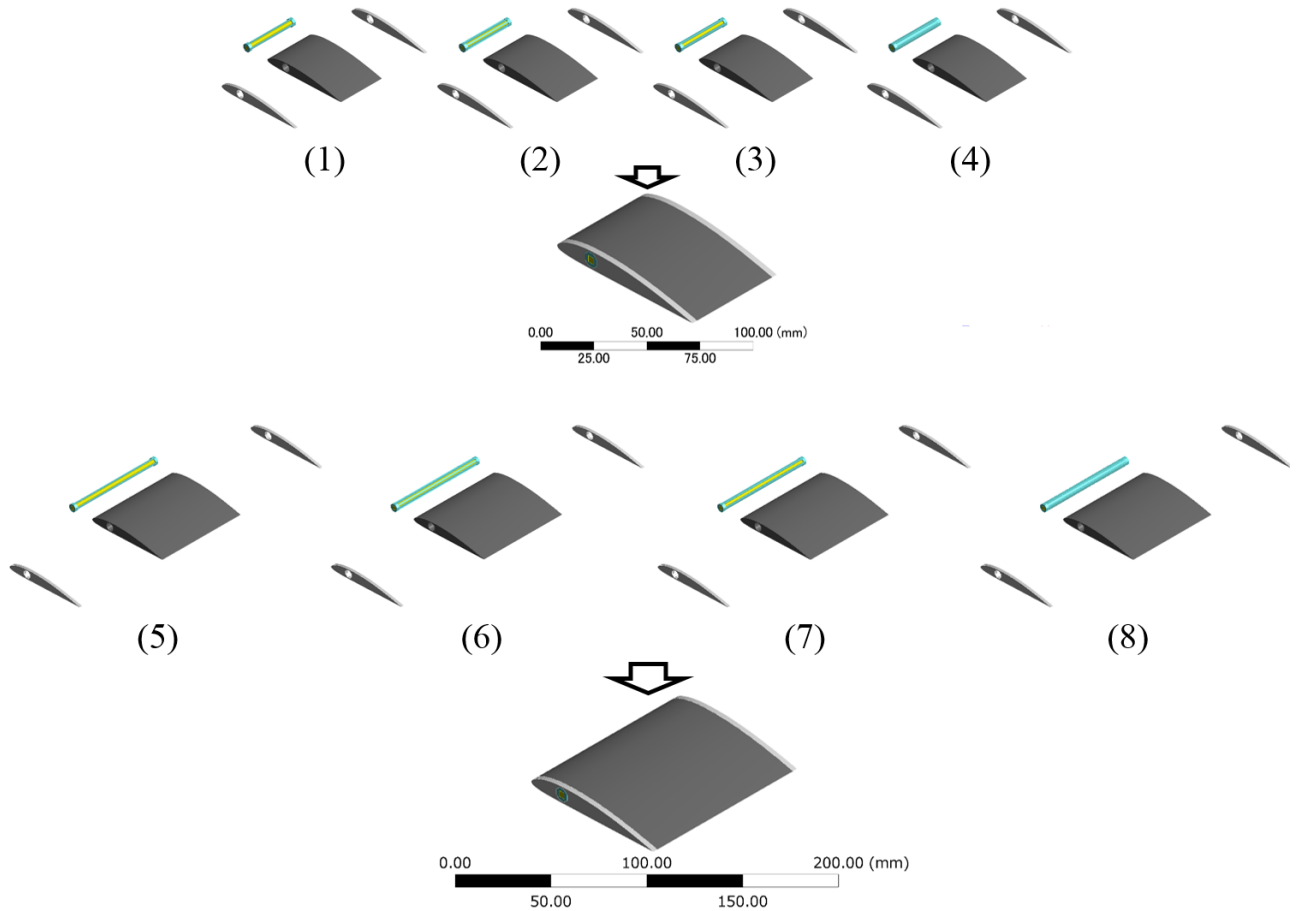


図 B. 1 モデルのイメージ (番号は表 B. 1 のシリアルナンバー)

表 B.1 モデル設計寸法及び条件

Part			Parameter				Values								Units	
			Serial number: No.				1	2	3	4	5	6	7	8		
Motor			Twisting moment: M_T				5								$N \cdot mm$	
Double cylindrical tube	Outer tube	Closed section: rib	Airfoil				Clark Y									
			The number of ribs				2									
			Chord length: c				90									
			Span-wise length		l_c		3.00				mm					
		l_o			50				100							
		Open section: beam	Internal diameter: d_1				6.00									
			External diameter: d_2				8.00									
			Design parameter: ϕ				10		20			10		20		deg
			The number of beam: N				4	8	4	8		4	8	4	8	
	Inner tube		Internal diameter: d_1				0.00								mm	
		External diameter: d_2				5.00										
		Span-wise length: l_{inner}				106										
Skin part			Airfoil				Clark Y									
			The number of skin part				1									
			Chord length: c				90.0									
			Hole diameter: d				8.50									
			Span wise: l_o				50				100				mm	
			Torsional rigidity: GJ_{sk}				1.22×10^3									$N \cdot mm^2$
			Bending torsional rigidity: $(EI_{\varphi\varphi t})_{sk}$				2.99×10^5									$N \cdot mm^4$

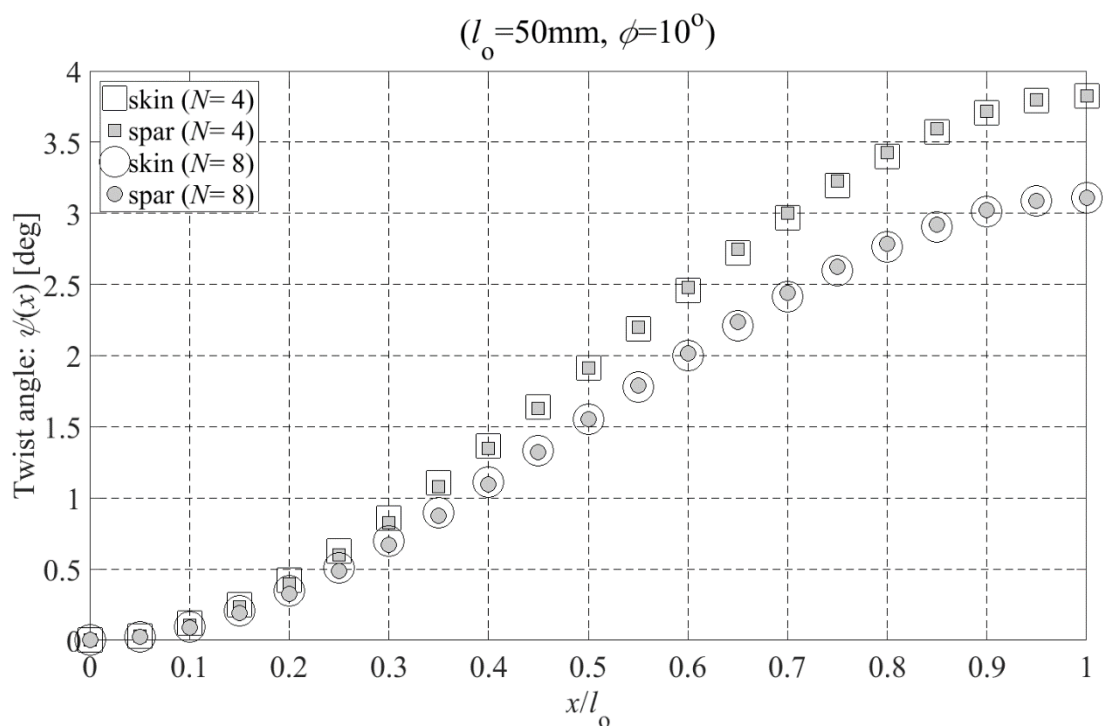


図 B.2 ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 1 (No.1, 2)

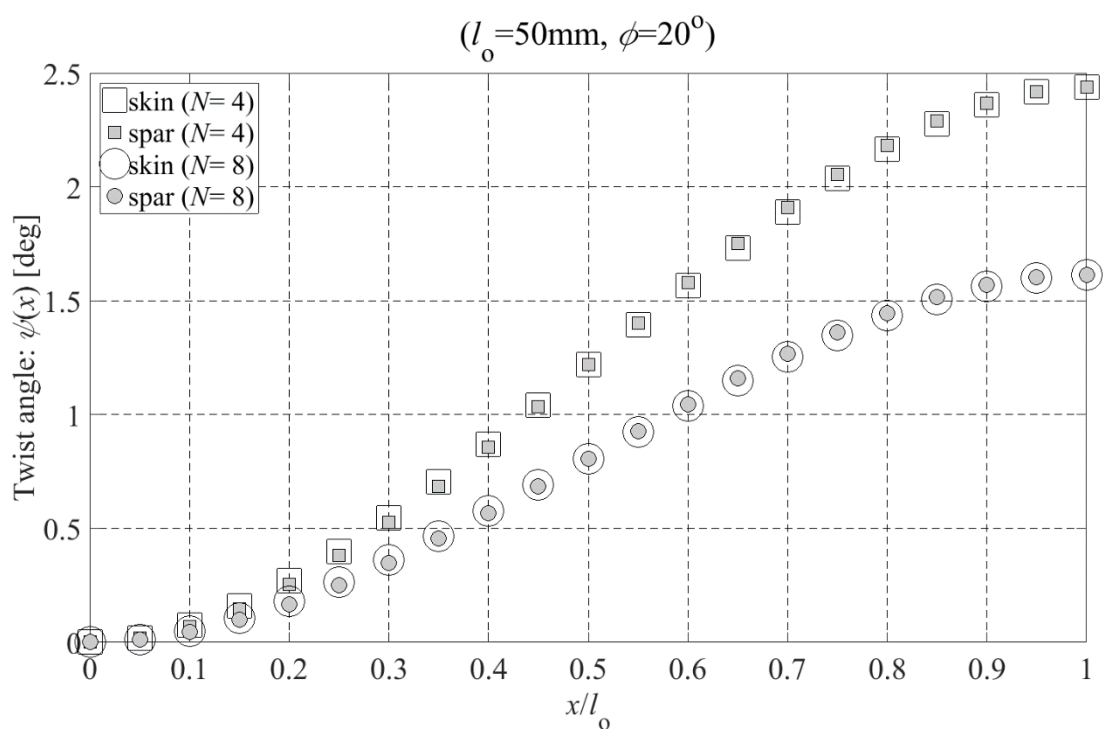


図 B.3 ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 2 (No.3, 4)

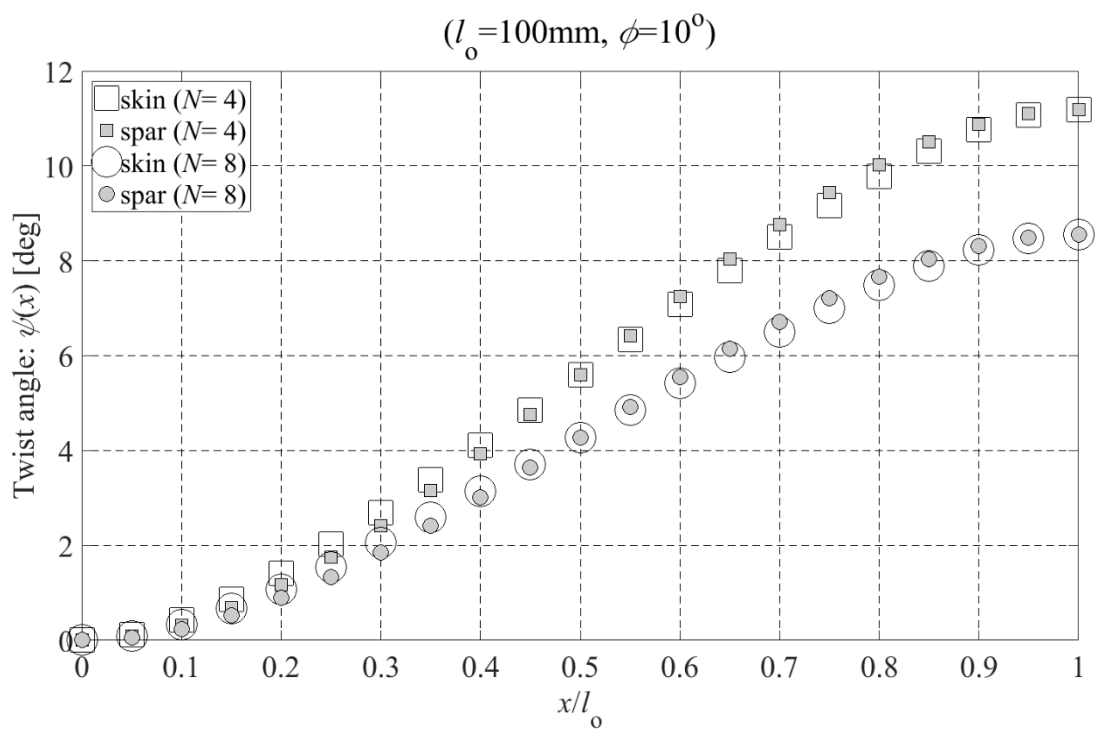


図 B.4 ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 3 (No.5, 6)

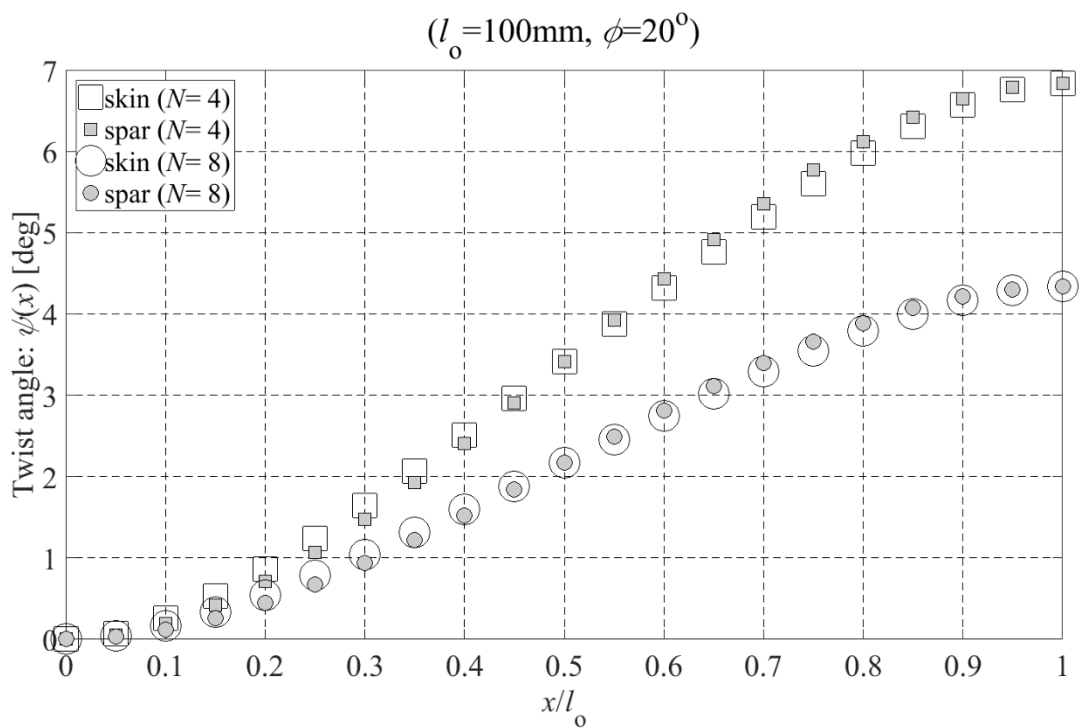


図 B.5 ねじり角 $\psi(x)$ の比較例 4 (No.7, 8)

表 B.2 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50\text{mm}, \phi = 10^\circ$)

x/l_o	Twist angle: $\psi_o(x)$ [deg]			
	The number of beam: $N = 4$		The number of beam: $N = 8$	
	Skin	Spar	Skin	Spar
0.00	0.000	0.000	0.000	0.000
0.05	0.031	0.028	0.026	0.023
0.10	0.119	0.107	0.097	0.087
0.15	0.253	0.232	0.205	0.189
0.20	0.425	0.398	0.346	0.324
0.25	0.629	0.598	0.511	0.486
0.30	0.857	0.826	0.697	0.672
0.35	1.105	1.078	0.898	0.876
0.40	1.367	1.347	1.111	1.095
0.45	1.637	1.627	1.331	1.323
0.50	1.913	1.913	1.555	1.555
0.55	2.188	2.199	1.779	1.788
0.60	2.459	2.479	2.000	2.016
0.65	2.721	2.748	2.212	2.234
0.70	2.969	2.999	2.414	2.439
0.75	3.197	3.228	2.600	2.625
0.80	3.401	3.428	2.765	2.787
0.85	3.573	3.593	2.905	2.922
0.90	3.707	3.719	3.014	3.024
0.95	3.794	3.798	3.085	3.088
1.00	3.826	3.826	3.111	3.111

表 B.3 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 50\text{mm}$, $\phi = 20^\circ$)

x/l_o	Twist angle: $\psi_o(x)$ [deg]			
	The number of beam: $N = 4$		The number of beam: $N = 8$	
	Skin	Spar	Skin	Spar
0.00	0.000	0.000	0.000	0.000
0.05	0.020	0.018	0.013	0.012
0.10	0.076	0.068	0.050	0.045
0.15	0.161	0.148	0.107	0.098
0.20	0.271	0.253	0.179	0.168
0.25	0.400	0.381	0.265	0.252
0.30	0.546	0.526	0.362	0.349
0.35	0.704	0.686	0.466	0.455
0.40	0.870	0.858	0.576	0.568
0.45	1.043	1.036	0.691	0.686
0.50	1.218	1.218	0.807	0.807
0.55	1.393	1.400	0.923	0.928
0.60	1.566	1.579	1.037	1.046
0.65	1.733	1.750	1.148	1.159
0.70	1.890	1.910	1.252	1.265
0.75	2.036	2.056	1.349	1.362
0.80	2.166	2.183	1.435	1.446
0.85	2.275	2.288	1.507	1.516
0.90	2.361	2.368	1.564	1.569
0.95	2.416	2.419	1.601	1.602
1.00	2.436	2.436	1.614	1.614

表 B.4 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100\text{mm}, \phi = 10^\circ$)

x/l_o	Twist angle: $\psi_o(x)$ [deg]			
	The number of beam: $N = 4$		The number of beam: $N = 8$	
	Skin	Spar	Skin	Spar
0.00	0.000	0.000	0.000	0.000
0.05	0.117	0.081	0.089	0.062
0.10	0.423	0.313	0.323	0.240
0.15	0.866	0.679	0.662	0.520
0.20	1.408	1.163	1.077	0.890
0.25	2.022	1.747	1.547	1.337
0.30	2.686	2.416	2.055	1.848
0.35	3.385	3.151	2.590	2.411
0.40	4.109	3.937	3.143	3.012
0.45	4.847	4.756	3.708	3.638
0.50	5.592	5.592	4.278	4.278
0.55	6.337	6.428	4.848	4.917
0.60	7.075	7.247	5.412	5.544
0.65	7.798	8.033	5.966	6.145
0.70	8.498	8.768	6.501	6.708
0.75	9.162	9.436	7.009	7.219
0.80	9.776	10.021	7.479	7.666
0.85	10.318	10.504	7.893	8.036
0.90	10.761	10.871	8.232	8.316
0.95	11.067	11.103	8.467	8.494
1.00	11.184	11.184	8.556	8.556

表 B.5 ねじり角 $\psi_o(x)$ の理論値と数値解析結果の比較 ($l_o = 100\text{mm}, \phi = 20^\circ$)

x/l_o	Twist angle: $\psi_o(x)$ [deg]			
	The number of beam: $N = 4$		The number of beam: $N = 8$	
	Skin	Spar	Skin	Spar
0.00	0.000	0.000	0.000	0.000
0.05	0.071	0.050	0.045	0.031
0.10	0.258	0.191	0.164	0.121
0.15	0.529	0.415	0.336	0.263
0.20	0.860	0.711	0.546	0.451
0.25	1.235	1.068	0.784	0.677
0.30	1.641	1.476	1.041	0.936
0.35	2.069	1.926	1.312	1.221
0.40	2.511	2.406	1.593	1.526
0.45	2.962	2.906	1.879	1.843
0.50	3.417	3.417	2.167	2.167
0.55	3.872	3.928	2.456	2.491
0.60	4.323	4.429	2.742	2.809
0.65	4.765	4.909	3.023	3.113
0.70	5.193	5.358	3.294	3.398
0.75	5.599	5.766	3.551	3.657
0.80	5.974	6.124	3.789	3.884
0.85	6.305	6.419	3.999	4.071
0.90	6.576	6.643	4.171	4.213
0.95	6.763	6.785	4.290	4.303
1.00	6.834	6.834	4.335	4.335

著者学会等発表実績

学術論文

- 1 麻生篤, 田中宏明,
開断面と閉断面を組み合わせた二重筒による TWIST 型モーフィング翼桁構造,
日本機械学会論文集, Vol.83,No.845,pp.1-13,2017.1.
- 2 A. Aso, M. Perrey and H. Tanaka.,
Experimental Study on Wing Twist-Morphing Structure Using a Double-Tube Cylinder
Journal of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.15.No.APISAT-2016, pp.a1-a6, 2017.7.

国際会議

- 1 A. Aso and H. Tanaka.,
Morphing beam structure consisting of open- and closed-section members: FEA modeling and demonstration,
The 26th International Conference on Adaptive Structure and Technologies (ICAST 2015), 2015.9.
- 2 A. Aso and H. Tanaka.,
Study on a morphing wing structure using open section member,
The 7th Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT-2015), 2015.11
- 3 A. Aso and H. Tanaka.,
Deployable morphing structure using double cylindrical tube,
The 14th European Conference on Spacecraft Structures Materials and Testing (ECSSMET 2016), 2016.9.
- 4 A. Aso, M. Perrey and H. Tanaka.,
Experimental study on wing twist morphing structure using a double cylindrical tube,
The 8th Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT-2016), 2016.10.
- 5 A. Aso and H. Tanaka.,
Formulation of a Twist Angle of Twist Morphing Structure Considering the Effect of Skin,
The 28th International Conference on Adaptive Structure and Technologies (ICAST 2017), 2017.10.
- 6 A. Aso and H. Tanaka.,
Evaluation of morphing effectiveness of twist morphing structure which can be set arbitrary twist angle distribution,
The 29th International Conference on Adaptive Structure and Technologies (ICAST 2018), 2018.10.

学会等発表記録

- 1 麻生篤，田中宏明，“開断面部材を利用したモーフィング翼に関する研究，” 日本機械学会 2015 年度年次大会，口頭発表，2015 年 9 月．
- 2 麻生篤，田中宏明，
二重筒構造を用いた WingTwist 型モーフィング翼構造に関する研究，
第 58 回構造強度に関する講演会，口頭発表，2016 年 8 月．
- 3 麻生篤，田中宏明，
外板を含めた TEIST 型モーフィング翼構造に関する研究，
日本機械学会 2015 年度年次大会，口頭発表，2017 年 9 月．
- 4 麻生篤，田中宏明，
任意のねじり角分布を有する TEIST 型モーフィング翼構造の設計方法とその有効性評価
第 26 回日本機械学会交通・物流部門大会，ポスター発表，2017 年 12 月
- 5 麻生篤，田中宏明，
任意のねじり角分布に設定できる TWIST 型モーフィング翼構造におけるモーフィングの効果確認，
日本機械学会 2018 年度年次大会，口頭発表，2018 年 9 月
- 6 麻生篤，田中宏明，溝口誠，
揚力発生時における TWIST 型モーフィング翼の検討，
第 27 回日本機械学会交通・物流部門大会，ポスター発表，2018 年 12 月

受賞歴

- 1 APISAT Student Award, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2016 年 10 月
- 2 ポスターセッション優秀発表賞，日本機械学会交通・物流部門，2018 年 3 月